



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH
Escola d'Enginyeria de Barcelona Est

TRABAJO DE FINAL DE GRADO

Grado en Ingeniería Mecánica

**ESTUDIO DEL EFECTO DEL BORDE DE SALIDA EN EL
DESPRENDIMIENTO DE VÓRTICES GENERADO POR UNA
CASCADA DE ÁLABES**



Memoria

Autor:	Erik Morente Amado
Director:	Alfredo de Jesús Guardo Zabaleta
Convocatoria:	Enero 2018

Resumen

El presente trabajo consiste en el estudio del comportamiento de un fluido, en este caso agua, alrededor de una serie de perfiles hidrodinámicos. Estos perfiles, se han desarrollado a partir de un modelo base NACA-0009 proporcionado por la “*National Advisory Committee for Aeronautics*”, siendo analizados mediante métodos basados en la dinámica de fluidos computacional (CFD).

Para la creación de las geometrías de los perfiles derivados, se ha utilizado un programa de diseño asistido por computadora (CAD) denominado SOLIDWORKS. Una vez obtenidas las geometrías, se han sometido al *software* CFD de simulación ANSYS, que permite en cada modelo estudiar los efectos provocados por la capa límite, las fuerzas de resistencia y sustentación, las velocidades en respectivos puntos de estudio, el fenómeno de desprendimiento de vórtices en la cola del perfil y las frecuencias representativas en unas condiciones de contorno características.

En cada perfil se ha alterado el borde de salida, adoptando diferentes formas y estudiando los resultados obtenidos en cada uno de éstos. Por otro lado, se ha generado una simetría de estos perfiles y se han colocado uno enfrente del otro, con el fin de imitar a una turbobomba. El objetivo es analizar los perfiles comparando las características de los casos estudiados, así como los perfiles individuales con los simétricos.

Resum

El present treball consisteix en l'estudi del comportament d'un fluid, en aquest cas aigua, al voltant d'una sèrie de perfils hidrodinàmics. Aquests perfils, s'han desenvolupat a partir d'un model base NACA-0009 proporcionat per la "*National Advisory Committee for Aeronautics*", sent analitzats mitjançant mètodes basats en la dinàmica de fluids computacional (CFD).

Per la creació de les geometries dels perfils derivats, s'ha utilitzat un programa de disseny assistit per computadora (CAD) denominat SOLIDWORKS. Un cop obtingudes les geometries, s'han sotmès al *software* CFD de simulació ANSYS, que permet en cada model estudiar els efectes provocats per la capa límit, les forces de resistència i sustentació, les velocitats en respectius punts d'estudi, el fenomen de desprendiment de vòrtexs a la cua del perfil i les freqüències representatives en unes condicions de contorn característiques.

A cada perfil s'ha alterat la vora de sortida, adoptant diferents formes i estudiant els resultats obtinguts a cadascun d'aquests. Per altre banda, s'ha generat una simetria d'aquests perfils i s'ha col·locat un enfront de l'altre, amb la finalitat d'imitar una turbobomba. L'objectiu es analitzar els perfils comparant les característiques dels casos estudiats, així com els perfils individuals amb els simètrics.

Abstract

The present work consists in the study of the behaviour of a fluid, in this case water, around a series of hydrodynamic profiles. These profiles have been developed from a base model NACA-0009 provided by the “*National Advisory Committee for Aeronautics*”, being analysed by methods based on computational fluid dynamics (CFD).

For the creation of the geometries of the derived profiles, a computer-aided design (CAD) program called SOLIDWORKS has been used. Once the geometries have been obtained, they have been submitted to the simulation CFD *software* ANSYS, which allows each model to study the effects caused by the boundary layer, the forces of resistance and lift, the speeds at the respective points of study, the vortex shedding in the tail of the profile and the representative frequencies in characteristics boundary conditions.

In each profile, the trailing edge has been altered, adopting different forms and comparing the results obtained in each of them. On the other hand, a symmetry of these profiles has been generated and they have been placed one opposite the other, in order to imitate a pump turbine. The objective is to analyse the profiles by comparing the characteristics of the cases studied as well as the individual profiles with the symmetrical ones.



Agradecimientos

Quisiera expresar agradecimientos a mi familia, a su constancia sobre mi persona para tener un futuro mejor y poder acabar mis estudios universitarios. Agradecer también a todos aquellos que han dado apoyo en los momentos de dificultad.

Dar mi más sincera gratitud al tutor de este trabajo, el doctor Alfredo de Jesús Guardo Zabaleta.

A su profesionalidad y amabilidad, por encontrar siempre tiempo para hablar y guiarme.





Glosario

a	Distancia entre vórtices	[m]
A	Área	[m ²]
\vec{A}	Vector Área transversal	[m ²]
A_D	Área perpendicular a la fuerza de resistencia o arrastre	[m ²]
A_L	Área perpendicular a la fuerza de sustentación	[m ²]
c	Velocidad del fluido	[m/s]
C_D	Coeficiente de resistencia o arrastre	[—]
C_L	Coeficiente de sustentación	[—]
C_{ref}	Velocidad del flujo libre	[m/s]
C_f	Coeficiente local de fricción	[—]
D	Diámetro	[m]
D_H	Diámetro hidráulico	[m]
D_ω	Difusión cruzada	[—]
\vec{F}	Vector fuerza	[N]
F_D	Fuerza de resistencia o arrastre	[N]
F_L	Fuerza de sustentación	[N]
F_x	Fuerza externa en la dirección x	[N]
F_y	Fuerza externa en la dirección y	[N]
g_x	Componente de la fuerza gravitacional en la dirección x	[m/s ²]
g_y	Componente de la fuerza gravitacional en la dirección y	[m/s ²]
G_k	Generación de energía cinética de turbulencia	[—]
G_ω	Generación de disipación específica	[—]
h	Altura	[m]
I	Intensidad de turbulencia	[—]
k	Frecuencia	[Hz]
l	Longitud	[m]
L_f	Longitud de formación de vórtices	[kg/s]
n	Muestra actual	[—]
N	Cantidad de muestras	[—]
p	Presión	[Pa]
P	Presión estática	[Pa]
Pe	Perímetro	[m]
Re	Número adimensional de Reynolds	[—]
Re_{crit}	Número adimensional de Reynolds crítico	[—]
Re_d	Número adimensional de Reynolds en la calle de vórtices	[—]
Re_x	Número adimensional de Reynolds a la distancia x	[—]
S_k	Término definido por el usuario para k	[—]
S_ω	Término definido por el usuario para ω	[—]
S_Φ	Fuente	[—]
t	Tiempo	[s]

U	Velocidad media del fluido	$[m/s]$
\vec{u}	Vector velocidad	$[m/s]$
u	Componentes de la velocidad en la dirección x	$[m/s]$
u_*	Velocidad de fricción	$[m/s]$
V	Volumen	$[m^3]$
v	Componentes de la velocidad en la dirección y	$[m/s]$
w	Componentes de la velocidad en la dirección z	$[m/s]$
x	Distancia	$[m]$
x_{crit}	Distancia crítica	$[m]$
X_k	Cantidad de frecuencia k	$[-]$
Y	Distancia en el eje vertical	$[m]$
y	Distancia del centro de la primera capa a la superficie	$[m]$
y^+	Coeficiente adimensional	$[-]$
z	Posición del vórtice	$[m]$

Símbolos Griegos

α	Fracción volumétrica	$[-]$
α_*	Corrección del número de Reynolds bajo	$[-]$
α°	Ángulo	$[\circ]$
β_*	Constante de disipación de energía turbulenta	$[K^{-1}]$
Γ	Circulación del vórtice	$[-]$
Γ_k	Difusividad efectiva de energía cinética turbulenta	$[-]$
Γ_ω	Difusividad efectiva de disipación de energía cinética turbulenta	$[-]$
Γ_Φ	Coeficiente de difusión	$[-]$
δ	Grosor de la capa límite	$[m]$
μ	Viscosidad dinámica	$[Pa \cdot s]$
μ_t	Viscosidad dinámica turbulenta	$[Pa \cdot s]$
ν	Viscosidad cinemática	$[m^2/s]$
ρ	Densidad	$[kg/m^3]$
σ_k	Número de turbulencia de "Prandtl" para k	$[-]$
σ_ω	Número de turbulencia de "Prandtl" para ω	$[-]$
τ	Tensor de estrés	$[kg/m^3]$
τ	Tensor cortante	$[m^2]$
Φ	Variable de interés	$[-]$
Ω	Potencial individual	$[-]$
Ω_n	Potencial Complejo	$[-]$



Índice

RESUMEN	I
RESUM	II
ABSTRACT	III
AGRADECIMIENTOS	V
GLOSARIO	VII
ÍNDICE DE FIGURAS	2
ÍNDICE DE TABLAS	7
1. PREFACIO	9
1.1. Origen del trabajo.....	9
1.2. Motivación	9
2. INTRODUCCIÓN	10
2.1. Objetivos del trabajo	10
2.2. Alcance del trabajo	11
3. MARCO TEÓRICO	12
3.1. Breve descripción del movimiento de fluidos alrededor de cuerpos.....	12
3.2. Ecuaciones fundamentales de la Mecánica de Fluidos.....	12
3.2.1. Ecuación de Navier- Stokes.....	13
3.2.2. Ecuación de continuidad.....	13
3.3. Capa Límite	14
3.3.1. Definición de capa límite	14
3.3.2. Capa límite laminar	15
3.3.3. Capa límite transición laminar – turbulenta	15
3.3.4. Capa límite turbulenta.....	16
3.3.5. Separación de la capa límite	17
3.4. Desprendimiento de vórtices	18
3.4.1. Teoría de la calle de vórtices de Theodore Von Kármán	19
3.4.2. Desprendimiento de vórtices y arrastre.....	20
3.4.3. Visión general de los regímenes.....	21

3.5.	Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)	23
3.5.1.	Utilidad de la dinámica de fluidos computacional.....	23
3.5.2.	Pasos a seguir en la dinámica de fluidos computacional	24
3.6.	Transformada rápida de Fourier.....	25
4.	PERFILES AERODINÁMICOS	26
4.1.	Fuerzas en perfiles aerodinámicos	26
4.2.	Perfil NACA-0009.....	27
4.2.1.	Perfil Truncado.....	27
4.2.2.	Perfil Oblicuo.....	28
4.2.3.	Perfiles simétricos	28
5.	GEOMETRÍAS	29
5.1.	Resumen de la realización	29
5.2.	Pasos utilizados	29
5.3.	Geometrías simétricas	31
6.	MALLADO	32
6.1.	Definición de malla.....	32
6.2.	Creación de la malla	32
6.2.1.	Capa límite en el mallado.....	36
7.	SIMULACIONES	38
7.1.	Modelos de simulación	38
7.1.1.	Modelo TRANS SST " $k - \omega$ " de dos ecuaciones	39
7.2.	Superficies de control y condiciones de contorno	40
7.3.	Condiciones de simulación.....	42
7.4.	Parámetros de simulación	43
7.5.	Puntos de estudio	44
7.6.	Cálculo	45
8.	RESULTADOS	46
8.1.	Contornos de intensidad de turbulencia.....	46
8.2.	Coeficientes de arrastre y sustentación en los perfiles.....	51
8.2.1.	Coeficientes en el perfil Truncado	51
8.2.2.	Coeficientes en el perfil Oblicuo	52
8.2.3.	Coeficientes en el perfil Truncado doble.....	53
8.2.4.	Coeficientes en el perfil Oblicuo doble.....	55

8.3.	Perfil de velocidades en los puntos de estudio.....	57
8.3.1.	Velocidades en el perfil Truncado	57
8.3.2.	Velocidades en el perfil Oblicuo	58
8.3.3.	Velocidades en el perfil Truncado doble	59
8.3.4.	Velocidades en el perfil Oblicuo doble.....	60
8.4.	Frecuencias representativas.....	62
8.4.1.	Frecuencias en el perfil Truncado.....	62
8.4.2.	Frecuencias en el perfil Oblicuo	64
8.4.3.	Frecuencias en el perfil Truncado doble	65
8.4.4.	Frecuencias en el perfil Oblicuo doble	68
9.	ANÁLISIS DEL IMPACTO AMBIENTAL	71
	CONCLUSIONES	72
	PRESUPUESTO	75
	BIBLIOGRAFÍA	78



Índice de Figuras

Figura 1: Componentes de una turbobomba _____	10
Figura 2: Perfil de velocidad de la capa límite _____	14
Figura 3: Ejemplo con las diferentes zonas de la capa límite en un álabe _____	15
Figura 4: Esquema del proceso de inicio turbulento en la capa límite, [5] _____	16
Figura 5: Efecto del gradiente de presión en el perfil de la capa límite _____	18
Figura 6: Ejemplo de creación de vórtices en un álabe _____	18
Figura 7: Estructura del desprendimiento de vórtices en la estela de un álabe, [3] _____	20
Figura 8: Régimen de flujo no separado _____	21
Figura 9: Dos vórtices Föppl en la estela [9] _____	21
Figura 10: Dos regímenes en los que el vórtice es laminar _____	21
Figura 11: Zona de transición a turbulencia en el vórtice y vórtice totalmente turbulento _____	22
Figura 12: Transición capa límite a turbulenta y estela desorganizada _____	22
Figura 13: Restablecimiento de vórtices turbulentos _____	22
Figura 14: Esquema de elaboración del presente trabajo _____	24
Figura 15: Esquema de fuerzas en un perfil aerodinámico _____	26
Figura 16: Perfil NACA-0009 _____	27
Figura 17: Perfil Truncado NACA-0009 _____	27
Figura 18: Perfil Oblicuo NACA-0009 _____	28
Figura 19: Paso del flujo en la simetría del perfil Oblicuo _____	28
Figura 20: Perfil Hidrodinámico NACA-0009 110mm de cuerda cargado en SOLIDWORKS _____	29
Figura 21: Dominio utilizado en NACA-0009 para simulación en ANSYS _____	30

Figura 22: Extrusión de 10 mm para obtener la geometría	30
Figura 23: Geometría Perfil Truncado simétrico	31
Figura 24: Geometría Perfil Oblicuo simétrico	31
Figura 25: Edge Sizing 1 NACA-0009	32
Figura 26: Edge Sizing 2 NACA-0009	33
Figura 27: Edge Sizing 3 NACA-0009	33
Figura 28: Scope NACA-0009	34
Figura 29: Boundary NACA-0009	34
Figura 30: Mallado del perfil NACA-0009	35
Figura 31: Sección interior del Mallado del perfil NACA-0009	35
Figura 32: Capa límite en el mallado del perfil NACA-0009	37
Figura 33: Superficies de control en el perfil NACA-0009	40
Figura 34: Coordenada (0,0,0) en los perfiles	44
Figura 35: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil truncado	46
Figura 36: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Truncado	47
Figura 37: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo	47
Figura 38: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo	48
Figura 39: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Truncado doble	48
Figura 40: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Truncado doble	49
Figura 41: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo doble	49
Figura 42: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo doble	50
Figura 43: Coeficiente de arrastre en el perfil Truncado	51

Figura 44: Coeficiente de sustentación en el perfil Truncado _____	51
Figura 45: Coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo _____	52
Figura 46: Coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo _____	52
Figura 47: Coeficiente de arrastre en el primer perfil Truncado _____	53
Figura 48: Coeficiente de arrastre en el perfil Truncado simétrico _____	53
Figura 49: Coeficiente de sustentación en el primer perfil Truncado _____	54
Figura 50: Coeficiente de sustentación en el perfil Truncado simétrico _____	54
Figura 51: Coeficiente de arrastre en el primer perfil Oblicuo _____	55
Figura 52: Coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo simétrico _____	55
Figura 53: Coeficiente de sustentación en el primer perfil Oblicuo _____	56
Figura 54: Coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo simétrico _____	56
Figura 55: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Truncado _____	57
Figura 56: Velocidad en el punto lejano a la capa límite del perfil Truncado _____	57
Figura 57: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Oblicuo _____	58
Figura 58: Velocidad en el punto lejano a la capa límite del perfil Oblicuo _____	58
Figura 59: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del primer perfil Truncado _____	59
Figura 60: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Truncado simétrico _____	59
Figura 61: Velocidad en el punto lejano a la capa límite en el perfil Truncado doble _____	60
Figura 62: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del primer perfil Oblicuo _____	60
Figura 63: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Oblicuo simétrico _____	61
Figura 64: Velocidad en el punto lejano a la capa límite en el perfil Oblicuo doble _____	61
Figura 65: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Truncado _____	62

Figura 66: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Truncado	63
Figura 67: FFT de la velocidad en el punto lejano del perfil Truncado	63
Figura 68: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo	64
Figura 69: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo	64
Figura 70: FFT de la velocidad en el punto lejano del perfil Oblicuo	65
Figura 71: FFT del coeficiente de arrastre en el primer perfil Truncado	65
Figura 72: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Truncado simétrico	66
Figura 73: FFT del coeficiente de sustentación en el primer perfil Truncado	66
Figura 74: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Truncado simétrico	67
Figura 75: FFT de la velocidad en el punto lejano en el perfil Truncado doble	67
Figura 76: FFT del coeficiente de arrastre en el primer perfil Oblicuo	68
Figura 77: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo simétrico	68
Figura 78: FFT del coeficiente de sustentación en el primer perfil Oblicuo	69
Figura 79: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo simétrico	69
Figura 80: FFT de la velocidad en el punto lejano en el perfil Truncado doble	70



Índice de Tablas

Tabla 1: Condiciones de Contorno	41
Tabla 2: Valores de referencia	42
Tabla 3: Parámetros de simulación	43
Tabla 4: Coordenadas de los puntos de estudio	44
Tabla 5: Parámetros de la discretización espacial	45
Tabla 6: Cálculo de emisión total de CO ₂	71
Tabla 7: Costes de mano de obra	75
Tabla 8: Costes de recursos materiales	76
Tabla 9: Resumen del coste total	77



1. Prefacio

1.1. Origen del trabajo

El interés por este trabajo tiene sus inicios durante la realización de la asignatura de ingeniería de fluidos, dónde se empezaron a estudiar temas relacionados con la capa límite y los flujos a través de un perfil aerodinámico entre otros. Encontré el temario interesante, en consecuencia, en el último año cursé una asignatura optativa de simulación computacional en la mecánica de fluidos. Esto me causó tener una clara tendencia hacia dónde quería llevar la idea de mi trabajo de final de grado, que consistía en combinar la experiencia con programas de simulación computacional y la mecánica de fluidos.

1.2. Motivación

Hoy en día, aunque el campo de la ingeniería se encuentra muy avanzado respecto años anteriores, no es fácil encontrar los equipos adecuados para la realización de ensayos experimentales. Pocas empresas o universidades cuentan con el material necesario para ello, por ese motivo, la utilización de programas informáticos basados en la dinámica de fluidos computacional como es en este caso, es objeto de motivación, ya que permite sustituir los equipos e incluso en algunos casos mejorar los resultados que se pudiesen obtener.

2. Introducción

2.1. Objetivos del trabajo

El objetivo principal del trabajo consiste en el estudio del borde de salida de un conjunto de perfiles de álabes hidrodinámicos y como afecta al desprendimiento de vórtices generado por cada uno de ellos, que tienen como base común el perfil NACA-0009 proporcionado por la *"National Advisory Committee for Aeronautics"*. Los perfiles de los álabes hidrodinámicos de los elementos directrices en las turbomáquinas hidráulicas tienen un comportamiento dinámico e hidráulico importante, por ese motivo en éste trabajo se pretende simular concretamente el caso de una turbobomba o mayormente conocida como *"Pump Turbine"*. En dichas turbobombas la dirección del fluido puede darse en ambos sentidos, por eso otro objetivo es el estudio del efecto que causa la forma del borde de salida en una simetría de álabes. La figura 1 [16] que se muestra a continuación, proporcionada por Amirreza Zobeiri en su tesis doctoral *"Effect of Hydrofoil Trailing Edge Geometry on the Wake Dynamics"* realizada en la *"École Polytechnique Fédérale de Lausanne"* de Suiza, muestra el mecanismo de una turbobomba donde se puede identificar la cascada de álabes a analizar.

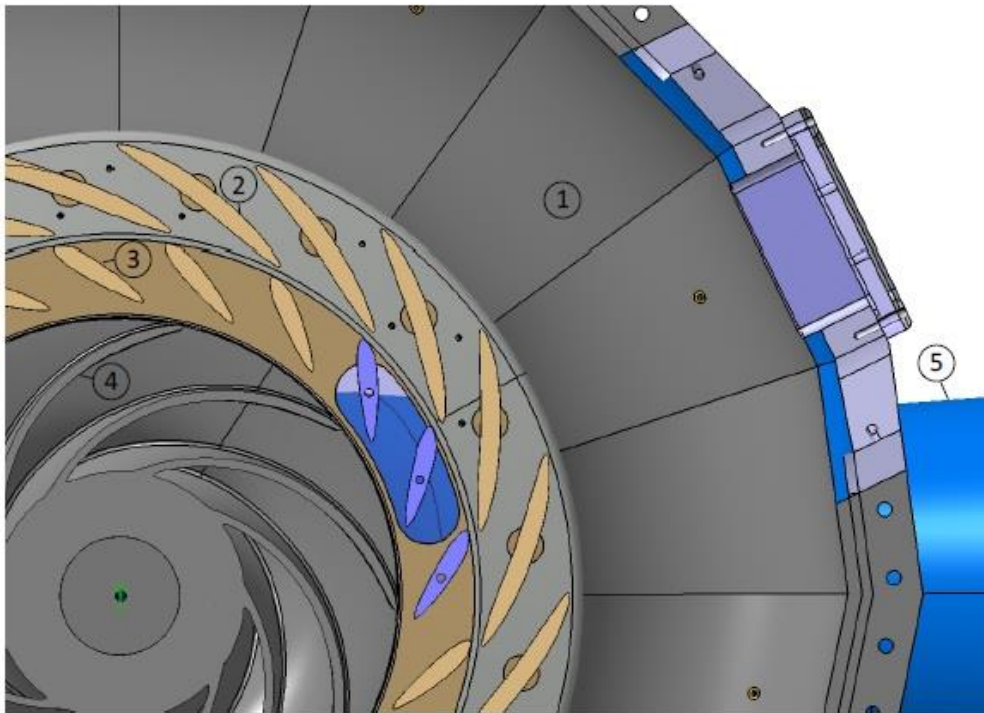


Figura 1: Componentes de una turbobomba. 1.- Caja espiral. 2.- Álabes inmóviles. 3.- Álabes guía. 4.- Corredor. 5.- Difusor.

2.2. Alcance del trabajo

Los perfiles derivados que se obtienen del NACA-0009 mencionado anteriormente, han sido proporcionados por la “*École Polytechnique Fédérale de Lausanne*”. Para realizar el estudio del comportamiento que tiene el flujo del fluido sobre los perfiles, se ha utilizado *software* de dinámica de fluidos computacional, éstos perfiles han sido creados con geometrías realizadas mediante el uso de programas de diseño asistido por computadora. Los programas mencionados y su uso serán explicados a lo largo del trabajo.

Básicamente, cualquier estudio que implique la utilización de *software* de dinámica de fluidos computacional, consiste en los siguientes pasos. El primero, es la creación de un dominio alrededor de la geometría de estudio. Éste dominio, ha de discretizarse en volúmenes más pequeños de los que se podrán obtener parámetros que sean de interés. En segundo lugar, asociar unas condiciones de contorno al estudio y simular numéricamente el proceso. Finalmente, analizar los resultados y obtener unas conclusiones.

En la realización del mallado del dominio, que es una técnica propia de programas CFD, se ha de tener en cuenta la presencia de la capa límite a lo largo de su superficie, éste fenómeno denominado capa límite se explica a lo largo del trabajo. En los perfiles derivados no simétricos respecto su eje horizontal, las diferencias de espesor de la capa límite entre la superficie superior e inferior del álabe, genera un desprendimiento de vórtices que se encarga de provocar fluctuaciones en los coeficientes de resistencia y sustentación del perfil.

Los coeficientes nombrados serán objeto de estudio, así como los perfiles de velocidades tanto en la capa límite como en la cola de vórtices generados. Las frecuencias representativas de cada perfil serán analizadas, obteniéndose con el uso de la transformada de Fourier. Las fluctuaciones de las fuerzas que actúan sobre los perfiles y sus frecuencias representativas, provocan ciertas vibraciones y fatiga en el álabe. Por eso, a la hora de analizar turbomáquinas es importante el estudio de frecuencias representativas, cada sistema tiene su frecuencia propia y es importante que la frecuencia representativa de cada álabe no coincida con las propias del sistema, ya que se podría producir resonancia y fallos mecánicos.

3. Marco Teórico

3.1. Breve descripción del movimiento de fluidos alrededor de cuerpos

Cuando un fluido se mueve alrededor de un sólido con una velocidad c , la descripción del campo fluido se puede realizar en función del número de Reynolds (3.1), que depende de la densidad y velocidad ya mencionada del fluido, del diámetro del dominio e inversamente de la viscosidad dinámica de éste.

$$Re = \frac{\rho c D}{\mu} \quad (3.1)$$

La determinación de las propiedades de un tipo de flujo en el rango completo de los valores de Re y sobre todo para valores altos de éste, en cuerpos a través de los cuales se mueven medios fluidos, como el agua o aire que poseen viscosidades de bajo valor, es uno de los problemas más complejos en la Mecánica de Fluidos.

Con el aumento del número de Reynolds, comienza a aparecer unas perturbaciones en el fluido de tal intensidad que dan lugar a una especie de estela que tiene una serie de movimientos periódicos oscilantes, que se describirá más adelante en este trabajo en el punto de desprendimiento de vórtices.

3.2. Ecuaciones fundamentales de la Mecánica de Fluidos

El análisis diferencial de los fluidos se rige mediante un conjunto de diversas ecuaciones. Estas ecuaciones derivan de otras principales que permiten explicar y especificar el comportamiento de los fluidos. Estas ecuaciones principales son:

La ecuación de Navier- Stokes, que describe la conservación de la cantidad de movimiento y energía del fluido y la ecuación de continuidad con la que se puede expresar la conservación de la masa.

Se necesitan estas dos ecuaciones para modelizar completamente cómo se comporta el fluido en cuestión en el dominio que se quiera estudiar y la mayoría de veces la utilización de computadoras avanzadas para solucionar estas ecuaciones, por el motivo que han de tratarse de forma diferencial.

Decir también, que estas ecuaciones se han de aplicar en fluidos incompresibles, pues en fluidos compresibles se añade complejidad a las ecuaciones y en consecuencia se necesitan más.

3.2.1. Ecuación de Navier- Stokes

La ecuación de Navier-Stokes se obtiene a partir de un conjunto de condiciones.

El fluido ha de ser newtoniano, que se refiere a que su densidad y viscosidad han de mantenerse constantes. El fluido ha de ser incompresible e isotérmico, que no cambiará de volumen ni de temperatura durante todo el proceso.

Este tipo de ecuación ha de resolverse mediante CFD, sobre todo en estudios con flujos turbulentos, al no haber una solución general para resolverlas y ser de un carácter complejo. Al ser tan complejas, se resuelven mediante casos más sencillos y acotados de manera preferente.

Al trabajar con un programa de CFD y teniendo en cuenta que se ha eliminado una tercera dimensión para simplificar los cálculos, se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = \nabla(\tau) - \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + F_x \quad (3.2)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \nabla(\tau) - \frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + F_y \quad (3.3)$$

Donde ρ es la densidad, P la correspondiente presión estática, ρg_x y ρg_y las componentes de las fuerzas gravitacionales sobre el cuerpo, τ el tensor de estrés (3.4) y finalmente F_x y F_y las fuerzas externas en cada componente.

$$\tau = \mu \left[(\nabla u + \nabla u^t) - \frac{2}{3} \nabla \cdot u I \right] \quad (3.4)$$

3.2.2. Ecuación de continuidad

La ecuación de continuidad es una ecuación de conservación de la masa que para análisis diferencial se describe de la siguiente forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (3.5)$$

De tal manera que ρ es la densidad y $\vec{u} = u_x \vec{i} + u_y \vec{j}$, con dos componentes, al trabajarse en dos dimensiones.

Como se puede observar en la ecuación (3.5) su primer término nos indica que la densidad cambia a lo largo del tiempo. Al trabajar con agua, un fluido newtoniano se puede obviar dicho término y la ecuación obtiene la siguiente forma:

$$\nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (3.6)$$

De una manera aún más simplificada:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3.7)$$

3.3. Capa Límite

Se sabe que la calle de vórtices, el patrón que se repite de vórtices en remolino causados por la separación no estacionaria de la capa del fluido al pasar sobre cuerpos sumergidos, se encuentra relacionado de una manera importante con el estado de la capa límite alrededor del álabe. Por consiguiente, la capa límite es estudiada en este capítulo.

3.3.1. Definición de capa límite

La capa límite es una zona muy cercana a la superficie del cuerpo, con una relativa velocidad de flujo nula justo en la superficie, dicha capa aparece en fluidos viscosos. La velocidad del flujo en la capa límite se incrementa lentamente hasta un punto que alcanza la velocidad exterior a esta. [12]

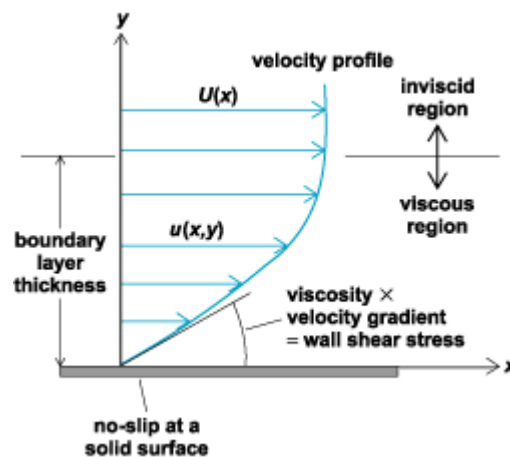


Figura 2: Perfil de velocidad de la capa límite

La distancia requerida por el fluido para casi alcanzar la velocidad de la corriente de flujo se define como el espesor de la capa límite. En el caso de una superficie plana se estima que esta distancia se encuentra desde dicha superficie hasta el 99% de la velocidad del flujo libre.

La capa límite se encuentra compuesta básicamente por tres zonas diferentes:

La zona de flujo laminar, la zona de transición y la zona de flujo turbulento.

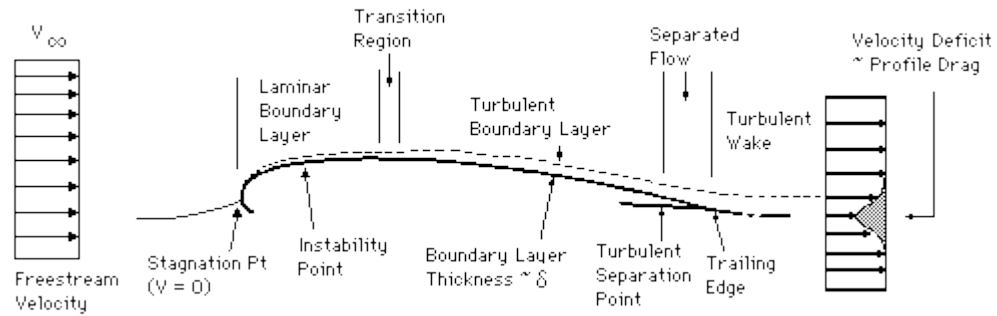


Figura 3: Ejemplo con las diferentes zonas de la capa límite en un álabes

3.3.2. Capa límite laminar

Es la zona más interna, donde la viscosidad es más influyente. En este régimen, el flujo se mueve en capas suaves y se puede observar poca mezcla. Como resultado a esto, el gradiente de velocidad es pequeño y el esfuerzo cortante es relativamente bajo. A medida que la distancia aumenta a lo largo de la superficie también lo hace el espesor de la capa límite.

3.3.3. Capa límite transición laminar – turbulenta

Esta transición ocurre en el momento que el número de Reynolds es crítico, $Re = Re_{crit}$ que se define como:

$$Re_{crit} = \frac{C_{ref} x_{crit}}{\nu} \quad (3.8)$$

Dónde $x = x_{crit}$ es la distancia crítica desde el borde principal.

La transición laminar- turbulento en la capa límite se compone de tres etapas diferentes:

La etapa de receptividad, se crean las llamadas ondas Tollmien- Schlichting que son inestables. El problema de generar estas ondas por perturbaciones es referido como el problema de la receptividad de la capa límite a perturbaciones externas.

En la etapa de estabilidad lineal, se observa la propagación de ondas inestables de pequeña amplitud descendentes de la capa límite. Se amplifican si el flujo es inestable o atenuado.

El flujo entra en una fase de descomposición, aleatoria y de transición final a la etapa de flujo turbulento. A medida que las amplitudes de las ondas de inestabilidad alcanzan valores considerables, el flujo se transforma de uno bidimensional regular y laminar a uno estocástico y tridimensional.

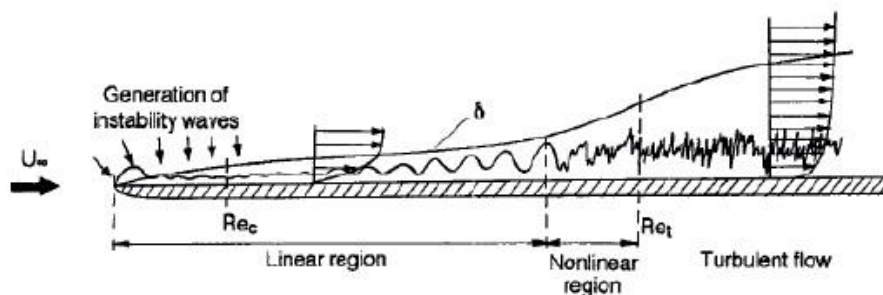


Figura 4: Esquema del proceso de inicio turbulento en la capa límite, [5]

Saber localizar la zona de transición en los modelos del presente trabajo es importante por el motivo que, si los modelos predicen esta zona antes de lo debido, la capa límite quedará sobredimensionada. Es decir, llevará a errores que supondrán que el flujo es laminar cuando es incorrecto.

3.3.4. Capa límite turbulenta

El régimen de flujo en la capa límite con la mezcla inestable debido a remolinos de diferentes escalas se llama capa límite turbulenta. Como en este régimen de flujo se produce más mezcla que en comparación con la capa límite laminar, el gradiente cerca de la pared es mayor.

En consecuencia, se puede observar un aumento del esfuerzo cortante en la pared o superficie. Un perfil de mayor velocidad y un mayor espesor de la capa límite en comparación con la capa límite laminar.

3.3.5. Separación de la capa límite

En la capa límite, el momento de flujo es bajo debido a un fuerte efecto viscoso. Debido a esto, el gradiente de presión tiene un efecto en el flujo de la capa límite. A medida que el gradiente de presión se vuelve positivo en el punto donde el valor de la capa de corte alcanza el cero, el flujo se separa de la superficie. La separación del flujo se puede explicar con un argumento geométrico sobre la segunda derivada de la velocidad en la pared o superficie [15]. La ecuación de la capa límite de Prandtl es escrita como:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dP}{dx} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (3.9)$$

Como $u = v = 0$ en la pared o superficie, se obtiene:

$$\frac{\partial \tau}{\partial y} = \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = \frac{1}{\rho} \frac{dP}{dx} \quad (3.10)$$

O también,

$$\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = \frac{1}{\mu} \frac{dP}{dx} \quad (3.11)$$

En la siguiente figura se ilustra perfectamente el efecto del gradiente de presión en la capa límite. En un gradiente favorable, el perfil se encuentra muy redondeado y no se observa ningún punto de inflexión. Como resultado, no se inicia ninguna separación.

En un gradiente de presión nulo el punto de inflexión se encuentra justo en la pared o superficie. Como empieza un gradiente adverso, un punto de inflexión aparece en la capa límite y su distancia de la superficie aumenta con la fuerza del gradiente adverso. Sin embargo, el flujo no se separa por un gradiente débil. Con un gradiente moderado se observa una condición crítica, el esfuerzo en la pared es nulo $\tau_w = 0$. A esto se le define como el punto de separación. Cualquier gradiente más fuerte causará un flujo de retorno en la pared o superficie, con el espesor de la capa límite aumentando y el flujo principal separándose.

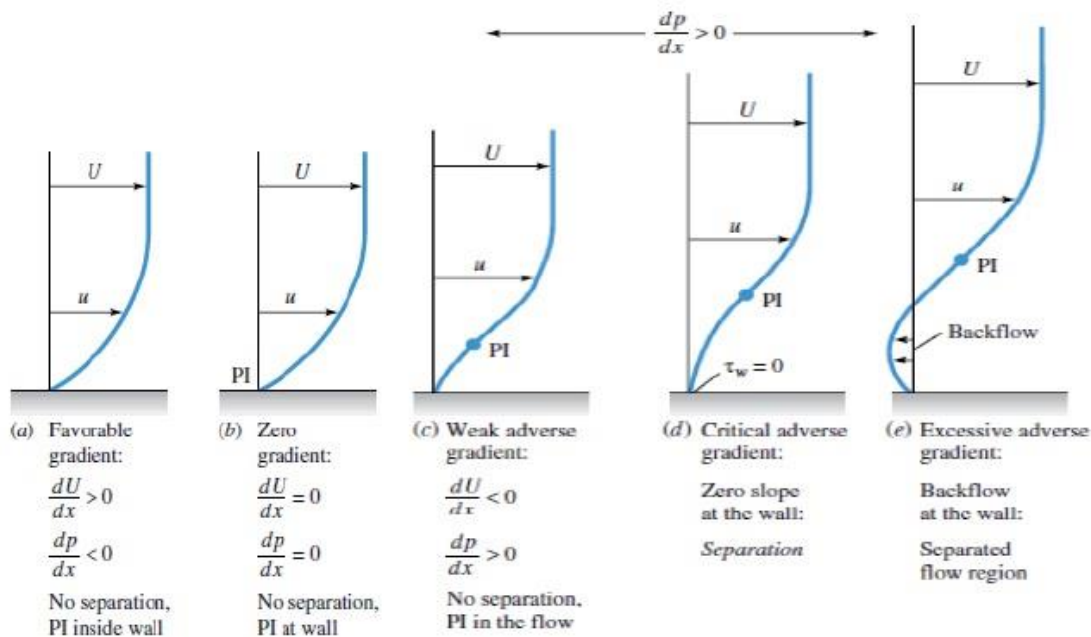


Figura 5: Efecto del gradiente de presión en el perfil de la capa límite

3.4. Desprendimiento de vórtices

En ingeniería, sobre todo en máquinas hidráulicas, el estudio de desprendimiento de vórtices es un campo interesante y necesario. En la cola de un álabe de turbina por ejemplo, cuando el fluido se encuentra en régimen turbulento, es decir $Re > 5 \cdot 10^5$, se produce un desprendimiento de vórtice periódico y alternativo provocando ciertas vibraciones que llevan a fisuras y grietas indeseadas.

La interacción entre dos capas de corte separadas, es el origen de formación de la calle de vórtices. Una vez el vórtice es generado, crece y es alimentado por circulación desde su correspondiente capa de corte. A medida que el vórtice se vuelve fuerte, arrastra la capa de corte opuesta a través de la estela cercana. Como resultado, la circulación hacia el vórtice en crecimiento se corta por vorticidad de signo opuesto y el vórtice se desplaza creando una estela. El arrastre juega un papel importante en la formación del vórtice, que se comenta más adelante.

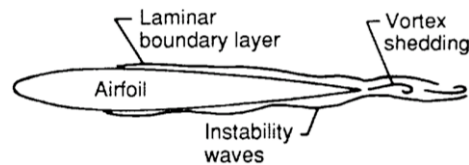


Figura 6: Ejemplo de creación de vórtices en un álabe

3.4.1. Teoría de la calle de vórtices de Theodore Von Kármán

Theodore Von Kármán fue el primero en modelizar la disposición de regular de vórtices en la estela aguas debajo de cuerpos obstáculo, 1911 [14]. Estimó que a cierta distancia del cuerpo la calle de vórtices podía ser considerada como dos filas infinitas de regiones concentradas de vorticidad. Estas hileras se encuentran distanciadas una distancia h y en ellas, las regiones de vorticidad están separadas regularmente una longitud l . Además, los sentidos de rotación de los vórtices situados en cada una de las hileras son opuestos.

La teoría trata de determinar el valor de la velocidad con que se mueven las hileras de vórtices, como magnitud más característica del sistema. Para ello, se parte de la base de considerar que cada uno de los vórtices situado en las hileras tiene un potencial complejo de la forma:

$$\Omega_n = -\frac{\Gamma i}{2\pi} \ln z_n \quad (3.12)$$

donde Γ representa la circulación de cada vórtice y z la posición del mismo.

Para una hilera de vórtices como la anterior, el potencial complejo total será la suma de cada uno de los potenciales individuales considerados, con lo que aquel tomará el valor:

$$\Omega = \frac{\Gamma}{2\pi i} \log \operatorname{sen} \frac{\pi z}{l} \quad (3.13)$$

Estando los vórtices situados en coordenadas del eje horizontal. Teniendo en cuenta que:

$$\frac{d\Omega}{dz} = u - iv = -\frac{\Gamma i}{2l} \cot \frac{\pi z}{l} \quad (3.14)$$

Los valores de las componentes de la velocidad en la hilera serán:

$$u = -\frac{\Gamma}{2l} \frac{\operatorname{sh} \frac{2\pi Y}{a}}{\operatorname{ch} \frac{2\pi Y}{a} - \cos \frac{2\pi x}{a}} \quad (3.15) \quad v = -\frac{\Gamma}{2l} \frac{\operatorname{sh} \frac{2\pi x}{a}}{\operatorname{ch} \frac{2\pi Y}{a} - \cos \frac{2\pi x}{a}} \quad (3.16)$$

Si consideramos ahora dos filas paralelas de vórtices en una disposición simétrica equidistantes con respecto al plano $y = 0$, con circulaciones Γ para la hilera superior y $-\Gamma$ para la hilera inferior, el sistema en su conjunto se moverá con una velocidad:

$$u = \frac{\Gamma}{2l} \operatorname{th} \frac{\pi h}{l} \quad (3.17)$$

3.4.2. Desprendimiento de vórtices y arrastre

La longitud de formación de vórtice L_f , como se puede observar en la figura 7, está situada en la posición de máxima fluctuación de la velocidad del flujo, que se encuentra encima o debajo la línea central de la estela [2].

Los vórtices generados se mantienen en la misma posición a medida que el tiempo avanza. La frecuencia de desprendimiento de vórtices se ve aumentada cuando el área de formación de estos se reduce, ya que las capas del fluido estarán más cercanas entre sí. El espesor de la capa límite también influye en la variación de la frecuencia cuando alcanza la zona de interacción al final de la región de formación. En la cola de un álabe cuando el número de Reynolds aumenta, la posición de fluctuación máxima en el centro de la estela decrece junto a la longitud de creación de vórtices.

La figura 7, muestra la creación de un vórtice en un régimen turbulento.

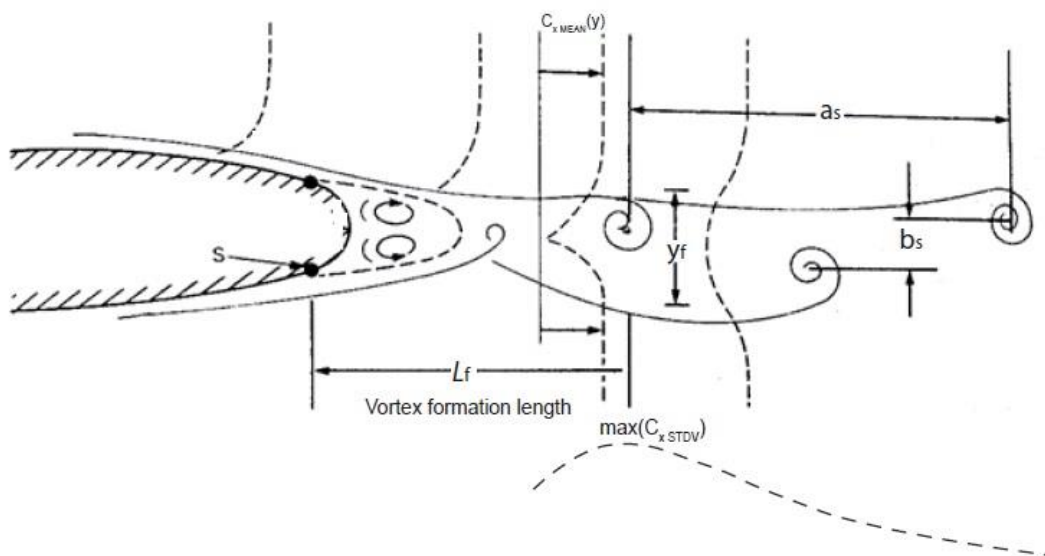


Figura 7: Estructura del desprendimiento de vórtices en la estela de un álabe, [3]

3.4.3. Visión general de los regímenes

Los regímenes de desprendimiento de vórtices en el caso de un cilindro se definen por diferentes rangos del número de Reynolds dados por:

$$Re_d = \frac{C_{ref} D}{\nu}$$

Donde C_{ref} es la velocidad de flujo libre, D es el diámetro del cilindro y ν la viscosidad cinemática [9]. La descripción de los regímenes es la siguiente [6]:

- Régimen $Re_d < 5$, en este régimen el flujo no está separado y no se forman vórtices.

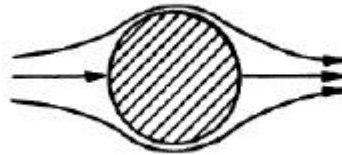


Figura 8: Régimen de flujo no separado

- Régimen $5 - 15 < Re_d < 40$, para este régimen de flujo se observa una región de recirculación constante de dos vórtices colocados simétricamente en cada lado de la estela.

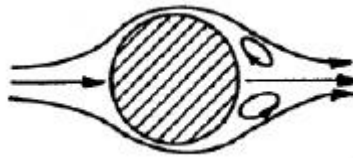


Figura 9: Dos vórtices Föppl en la estela [9]

- Régimen $40 < Re_d < 150$, en este régimen la calle de vórtices es laminar. Se empiezan a desarrollar inestabilidades y en consecuencia los vórtices estirados y alargados se vuelven inestables y el primer periodo de vórtices comienza.

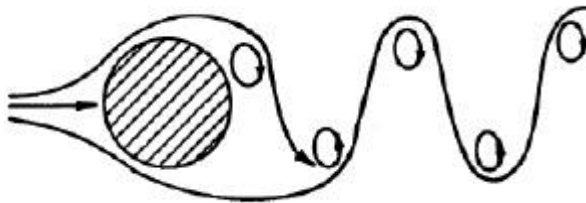


Figura 10: Dos regímenes en los que el vórtice es laminar

Figura 10: Dos regímenes en los que el vórtice es laminar

- Régimen $150 < Re_d < 300$ y $300 < Re_d < 3 \cdot 10^5$, comienza la transición de laminar a turbulento en las capas libres de vórtice que salen del cilindro para $150 < Re_d < 300$ cuando el número de Reynolds aumenta. La calle de vórtices se vuelve totalmente turbulenta para $300 < Re_d < 3 \cdot 10^5$.

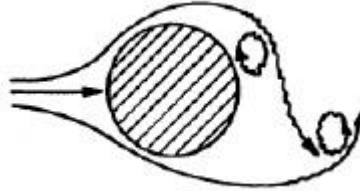


Figura 11: Zona de transición a turbulencia en el vórtice y vórtice totalmente turbulento

- Régimen $3 \cdot 10^5 < Re_d < 3,5 \cdot 10^6$, a medida que se produce la transición en la capa límite de laminar a turbulenta, se puede observar una desorganización en la estela.

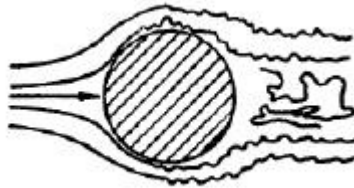


Figura 12: Transición capa límite a turbulenta y estela desorganizada

- Régimen $3 \cdot 10^6 < Re_d < \infty$, al aumentar el número de Reynolds, la transición de la capa límite de laminar a turbulenta se mueve hacia arriba y se restablece una estela plenamente turbulenta. En este régimen se observa un desprendimiento de vórtices periódico.

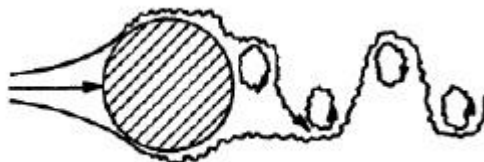


Figura 13: Restablecimiento de vórtices turbulentos

3.5. Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)

Mediante la combinación de dos disciplinas como son la mecánica de fluidos y el cálculo numérico, obtenemos la dinámica de fluidos computacional. La CFD, es el área de conocimiento que se encarga principalmente de la simulación numérica de flujos fluidos. Para lograrlo, utiliza mayormente la ecuación de transporte de la variable de interés, que es representada por el símbolo Φ .

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \Phi dV + \oint_A \rho \Phi \mathbf{V} \cdot d\mathbf{A} = \oint_A \Gamma_\Phi \nabla \Phi \cdot d\mathbf{A} + \int_V S_\Phi dV \quad (3.18)$$

Las ecuaciones en CFD poseen la forma anterior, en la que se distinguen cuatro términos. El término de tiempo, el término advectivo, el término difusivo y el término fuente. Para representar diferentes ecuaciones sólo es necesario alterar la variable de interés Φ , el coeficiente de difusión Γ_Φ y la fuente S_Φ .

A pesar de que la ecuación de variable de interés es ampliamente utilizada en dinámica de fluidos computacional, hasta el momento no existe solución analítica de ésta. Por ese motivo es necesario resolverla por algún método de discretización.

En dinámica de fluidos computacional los métodos de discretización más difundidos son el método de diferencias finitas, el método de elementos finitos y el método de volúmenes finitos. Con la utilización de estos métodos, se intercambia el dominio continuo por uno discreto, de tal manera que un conjunto de volúmenes de control representa el dominio original.

3.5.1. Utilidad de la dinámica de fluidos computacional

En ingeniería como en muchos otros campos, no siempre es posible realizar los ensayos experimentales deseados. Existen problemas de tiempo, localización, presupuesto... por eso se utilizan programas de CFD.

Estos programas, no sólo sustituyen la realización de ensayos experimentales con todo tipo de maquinaria, sino que tienen un nivel de perfección tan alto que han llegado a eclipsarla completamente.

Los CFD son capaces de simular al completo un equipo, con el objetivo de solucionar problemas operacionales o realizar cambios en su diseño. Pueden cambiar sus diseños para mejorarlos y lograr un aumento de posibilidades de innovación, simular procesos con o sin transiciones de fase, e incluso interacciones solido-fluido entre muchos otros.

3.5.2. Pasos a seguir en la dinámica de fluidos computacional

Para la realización de éste trabajo se ha utilizado el *software* de dinámica de fluidos computacional ANSYS versión 19.2 y el *software* CAD (computer- aided design) de diseño gráfico SOLIDWORKS versión 2018.

El primer paso para utilizar un programa CFD, que denominamos preprocesado, es la creación de la geometría o geometrías a estudiar. En el presente trabajo las creaciones de las geometrías se efectuaron en SOLIDWORKS, aunque se puede utilizar el propio ANSYS.

El segundo paso o procesado es el mallado de la geometría, que consiste en discretizar una región del dominio dividiéndola en pequeños volúmenes de control. Dependiendo del número de elementos utilizado y la forma de estos, obtendremos una malla más o menos precisa y los resultados serán más minuciosos.

Una vez realizado el mallado adecuado, se empieza a procesar con la opción FLUENT (en el caso de ANSYS) una serie de procesos iterativos que utilizan ecuaciones diferenciales, como por ejemplo las ecuaciones de Navier-Stokes explicadas en apartados anteriores.

Para finalizar tenemos el postprocesado, que consiste en tratar los resultados mediante la utilización de gráficas y contornos.

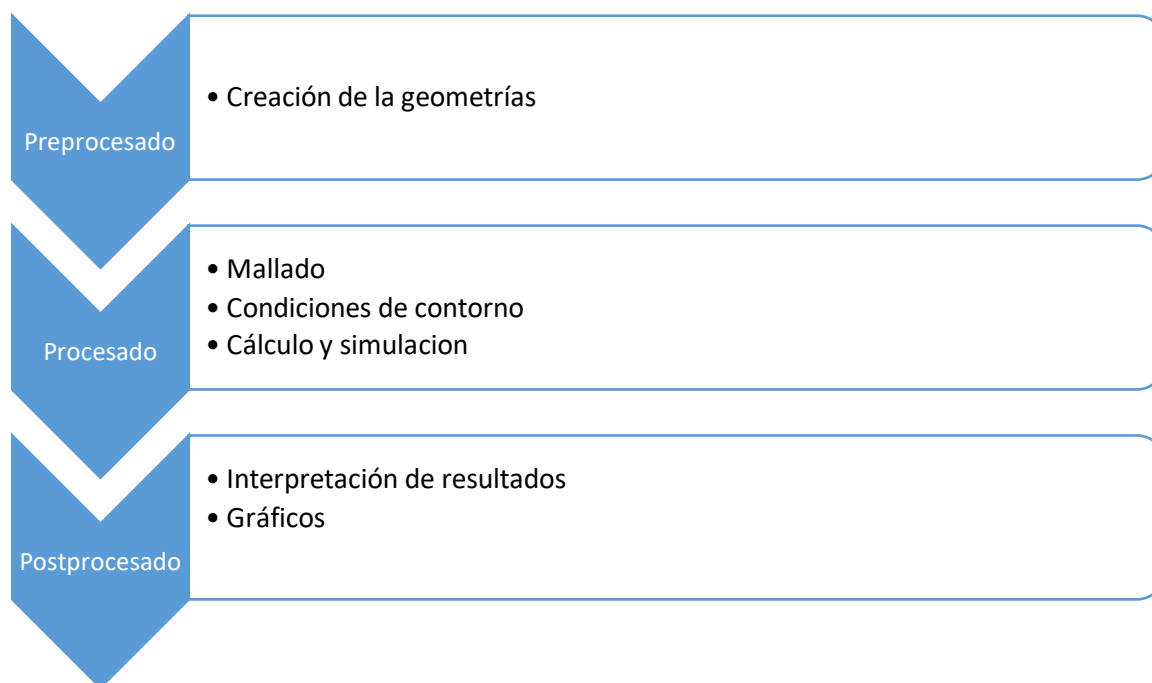


Figura 14: Esquema de elaboración del presente trabajo

3.6. Transformada rápida de Fourier

La “Transformada rápida de Fourier” o FFT consiste en una transformación matemática que se emplea para convertir señales entre el dominio del tiempo o espacial al dominio de la frecuencia, permitiendo varias aplicaciones en el campo de la ingeniería. Dicha transformada, es de amplia importancia en el campo de tratamiento digital de señales y filtrado digital en general a la resolución de ecuaciones derivadas parciales o los algoritmos de multiplicación rápida de grandes enteros [7].

Cuando se habla del tratamiento digital de señales, el algoritmo FFT impone algunas limitaciones en la señal y en el espectro resultante ya que la señal mostrada y que se va a transformar debe consistir en un número de muestras igual a 2^n . El rango de frecuencias cubierto por el análisis FFT depende de la cantidad de muestras recogidas y de la proporción de muestreo.

Para entender el funcionamiento de la FFT se parte de su formulación básica y se explican sus conceptos fundamentales [4],

$$X_k = \sum_{n=0}^{N-1} x_n e^{-i \cdot 2\pi kn/N} \quad (3.19)$$

X_k es la cantidad de frecuencia k en la señal, cada valor de k^{th} es un número complejo que incluye amplitud y cambio de fase. El término N , representa la cantidad de muestras y n la muestra actual, en el rango de $n \in \{0 \dots N - 1\}$.

Se entiende k como la frecuencia actual en un rango establecido entre 0 Hz y $N - 1 \text{ Hz}$. El valor n/N es el porcentaje de tiempo que ha pasado y $2\pi k$ la velocidad en rad/s . Finalmente e^{-ix} es el patrón de movimientos circulares hacia atrás, que nos indica como de lejos nos hemos movido para dicha velocidad y tiempo. La función FFT devuelve éste valor de X_k .

La transformada inversa (IFT) convierte el dominio de la frecuencia al dominio del tiempo, que tiene como ecuación:

$$x_n = \frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} X_k e^{i \cdot 2\pi kn/N} \quad (3.20)$$

4. Perfiles aerodinámicos

4.1. Fuerzas en perfiles aerodinámicos

En un álabe denominamos perfil a la forma del área transversal que, al desplazarse a través de un fluido, es capaz de crear alrededor una serie de presiones que generen fuerzas de sustentación y resistencia.

$$\vec{F} = - \int_A p d\vec{A} + \int_A \tau d\vec{A} \quad (4.1)$$

La sustentación, es la fuerza generada en la dirección perpendicular de la velocidad incidente sobre el cuerpo o en nuestro caso el álabe. A partir de la fuerza de sustentación se puede obtener su coeficiente:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho c^2 A_L} \quad (4.2)$$

Sabiendo que F_L es la misma fuerza de sustentación, ρ es la densidad del fluido, c su correspondiente velocidad y A_L el área perpendicular a la fuerza, en este caso relacionada con la profundidad y la cuerda del álabe. Por otro lado, la fuerza de resistencia o arrastre es la que tiene lugar a causa de la fricción entre el álabe y el fluido y actúa en sentido contrario al movimiento de éste. Su coeficiente es:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho c^2 A_D} \quad (4.3)$$

Con F_D la fuerza de arrastre y a diferencia con el coeficiente de sustentación, el área perpendicular ahora se encuentra relacionada con la profundidad y la altura del perfil de dicho álabe. En el apartado de resultados se hará una correspondiente comparación de los coeficientes mencionados entre los diferentes modelos estudiados.

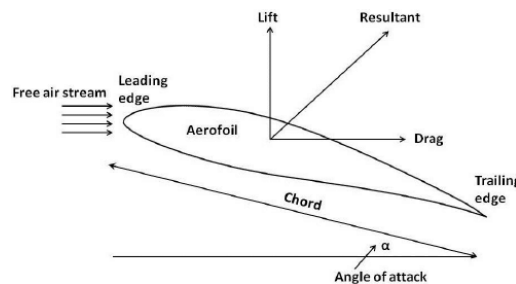


Figura 15: Esquema de fuerzas en un perfil aerodinámico

4.2. Perfil NACA-0009

Para este trabajo se ha utilizado un modelo de perfil base NACA-0009. Los perfiles NACA son perfiles elaborados por la “*National Advisory Committee for Aeronautics*”. Estos perfiles se describen mediante una serie de dígitos que permiten saber sus características.

El primer dígito corresponde al arco, el segundo la distancia máxima de curvatura del borde de ataque en porcentaje y las dos últimas cifras al espesor total de la superficie de sustentación también en porcentaje.

Es decir, este perfil nos indica que no tiene inclinación y que la superficie de sustentación tendrá un espesor máximo de un 9% de la longitud de cuerda.

Para el trabajo se ha utilizado una NACA-0009 con una cuerda de 110 mm, esto nos indica que tendrá un espesor del 9% de ésta, aproximadamente 9,9-10 mm en total.



Figura 16: Perfil NACA-0009

4.2.1. Perfil Truncado

A partir de nuestro modelo base NACA-0009 de 110 mm de cuerda, hemos derivado otro modelo que será objeto de estudio. El modelo consiste en un perfil truncado, esto quiere decir que se ha realizado un corte a aproximadamente el 90% de la longitud de cuerda, es decir, a unos 100 mm del total de la cuerda del álabe.

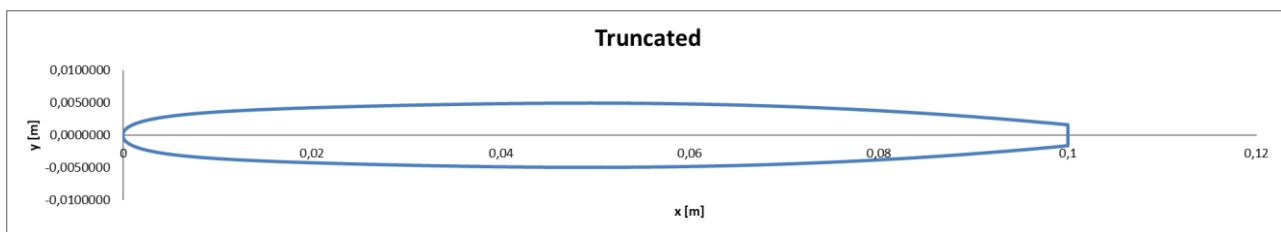


Figura 17: Perfil Truncado NACA-0009

4.2.2. Perfil Oblicuo

El siguiente modelo para estudiar su comportamiento consiste en un perfil de carácter oblicuo, básicamente se ha realizado un corte a 100 mm como el caso de perfil truncado, pero con otro corte en diagonal a 30° de inclinación.

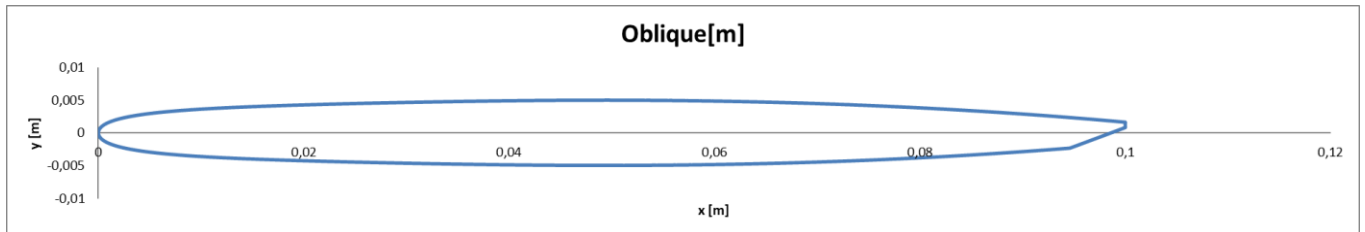


Figura 18: Perfil Oblicuo NACA-0009

4.2.3. Perfiles simétricos

Con el perfil Truncado y Oblicuo obtenidos, se han diseñado dos perfiles simétricos uno en frente del otro para realizar los estudios en cascada a analizar. La separación es de 5 mm para que el fluido pueda circular libremente entre los dos perfiles en simetría. En el caso del perfil Oblicuo, la simetría no solamente se ha hecho respecto el eje vertical, sino que también sobre el eje horizontal como muestra la figura 19, para simular que en el caso que el fluido tenga sentido opuesto pueda establecerse una simetría real.

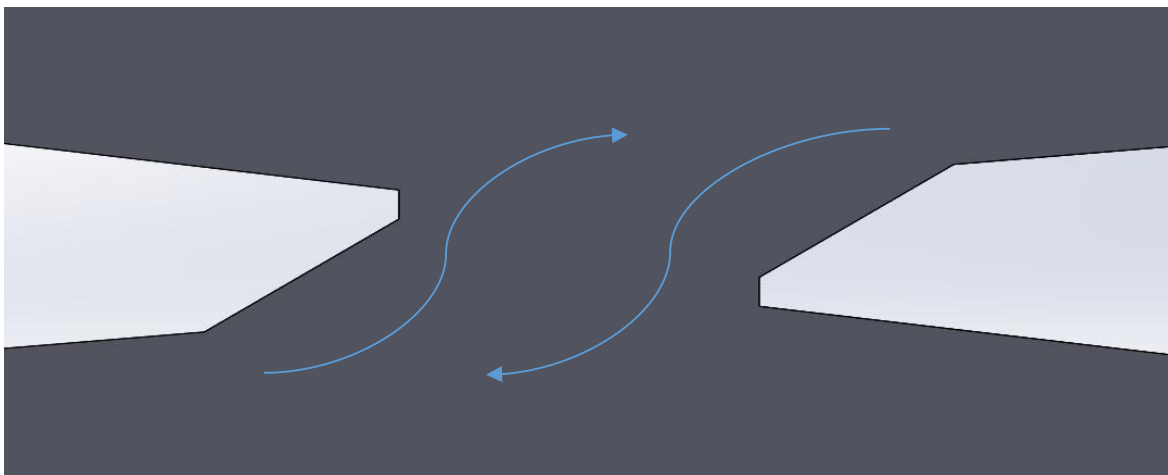


Figura 19: Paso del flujo en la simetría del perfil Oblicuo

5. Geometrías

5.1. Resumen de la realización

Para crear las geometrías, se utilizó el *software* SOLIDWORKS que ya se mencionó anteriormente. A partir de un listado de puntos en las coordenadas “xyz” se procedió a hacer los respectivos croquis de cada modelo. El en el caso de la dirección “z” se utilizaron puntos nulos, ya que los croquis se encuentran en dos dimensiones. Una vez hecho cada croquis decir que, en el caso de este trabajo, no se realizó una extrusión del perfil en sí para formar un álabe. En vez de eso, se procedió a crear un contorno lo suficientemente amplio alrededor y se continuó con la extrusión de este contorno. Esta estrategia es debida por el motivo que con el *software* ANSYS ya mencionado, se ejecutó mediante FLUENT los estudios del comportamiento del fluido alrededor del álabe. Esto quiere decir que, al estudiar el comportamiento del fluido, queremos mallar el dominio por el que circula y no el álabe.

5.2. Pasos utilizados

En este apartado se explica los pasos realizados para la creación de cada geometría, estos pasos siguen exactamente el mismo patrón en las diferentes geometrías. Por ese motivo, sólo se pone como ejemplo la geometría base NACA-0009 de 110 mm de cuerda. El primer paso consiste en guardar la lista de puntos del modelo NACA-0009 de 110 mm de cuerda en el formato correspondiente, para que una vez cargada en el CAD utilizado SOLIDWORKS, pueda leer la información con el uso de la herramienta “curva por puntos xyz”. Una vez cargada la lista, se nos dibuja el respectivo croquis como se muestra en la siguiente figura 20.

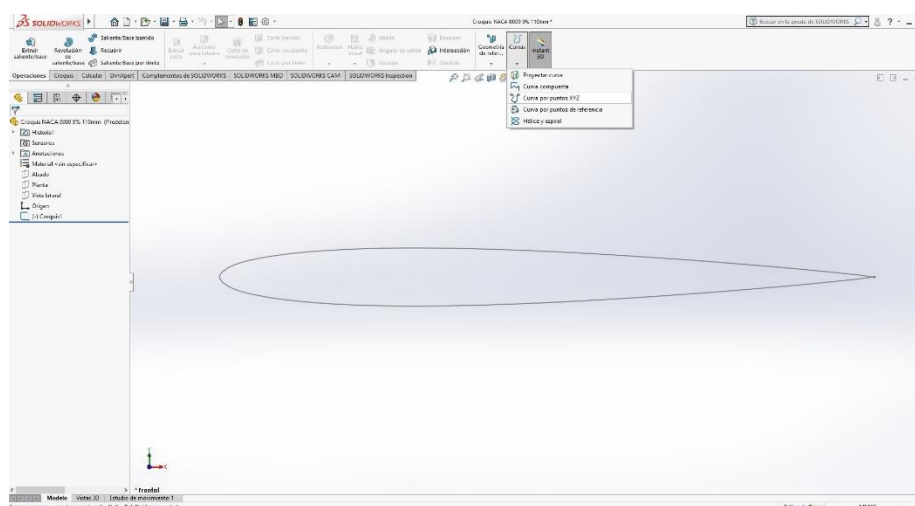


Figura 20: Perfil Hidrodinámico NACA-0009 110mm de cuerda cargado en SOLIDWORKS

El segundo paso consiste en la creación del dominio por donde pasará el fluido, en este caso agua, alrededor del croquis del álabe. Para eso se ha dibujado un dominio rectangular simulando un canal, con una dimensión de 150 mm de altura y 750 mm de longitud. Situando el perfil del álabe a 110 mm del punto medio de entrada como se puede ver en la figura 21.

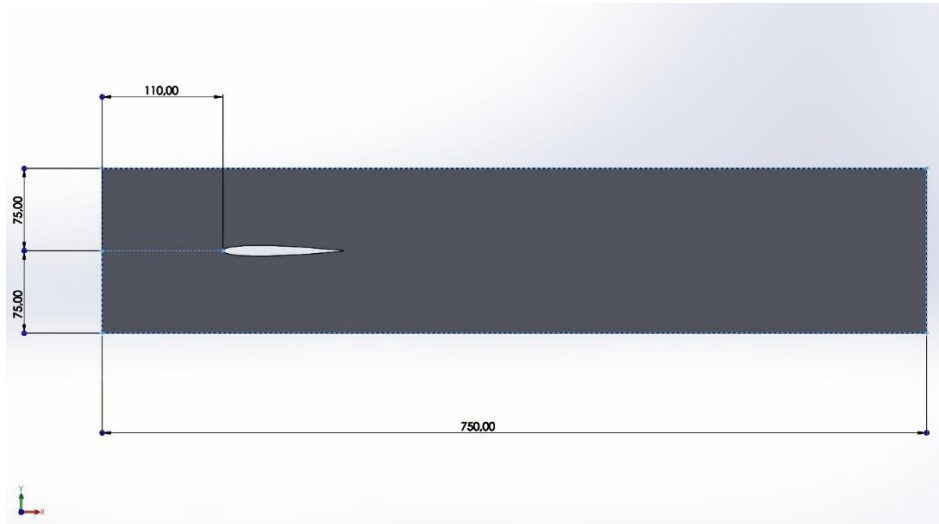


Figura 21: Dominio utilizado en NACA-0009 para simulación en ANSYS

El tercer y último paso para finalizar la geometría, ha consistido en la extrusión de este dominio para que se encuentre en tres dimensiones y se pueda reconocer como geometría a analizar en ANSYS. Para eso se ha extruido 10 mm en el eje z.

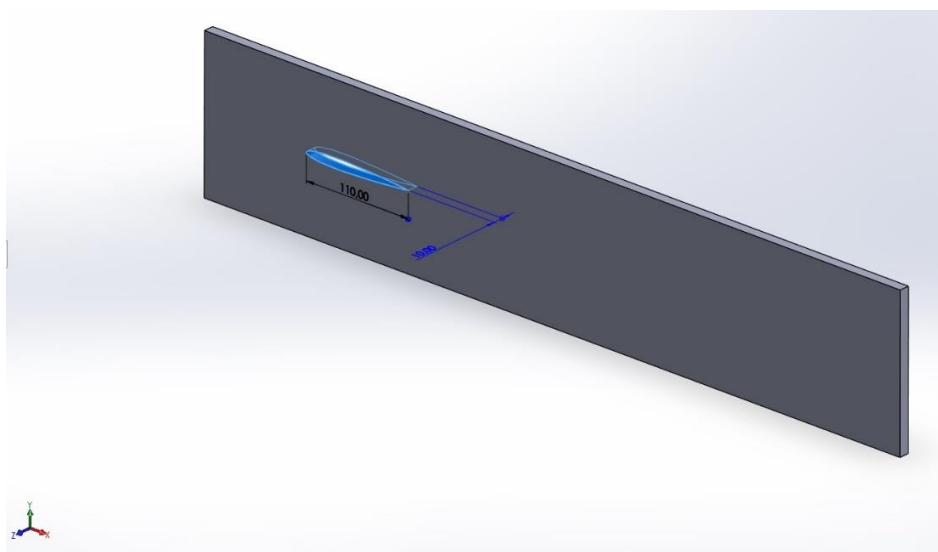


Figura 22: Extrusión de 10 mm para obtener la geometría

5.3. Geometrías simétricas

Al querer estudiar el paso del flujo a través de una turbobomba, es necesario crear ciertas geometrías que simulen a ésta. En turbobombas, el paso del fluido puede darse en ambos sentidos y están formadas por álabes en cadena. Para reproducir el comportamiento, se ha creado una simetría para cada perfil estudiado, es decir, para el perfil Truncado y Oblicuo. Las figuras 23 y 34 muestran un ejemplo de dichas geometrías.



Figura 23: Geometría Perfil Truncado simétrico



Figura 24: Geometría Perfil Oblicuo simétrico

6. Mallado

6.1. Definición de malla

Se denomina malla a la discretización de una región del espacio, que recibe el nombre de dominio. Dicha discretización, consiste en dividir en pequeños volúmenes de control el dominio, mediante formas geométricas que puedan ocupar con más precisión los espacios con formas irregulares que hay en el total del conjunto. Dependiendo del número utilizado de formas geométricas, comúnmente conocidas como elementos, se obtendrá una malla más gruesa o más fina. El grosor del mallado es de vital importancia, ya que influye directamente en la precisión de los resultados obtenidos.

6.2. Creación de la malla

Utilizando el *software* ANSYS mencionado anteriormente en otros puntos, se ha realizado un mallado correspondiente a cada perfil estudiado. Para comenzar, se escogió el método de mallado, que en el caso fue uno con características preferentes a la resolución de físicas basadas en CFD y un solucionador FLUENT. Seguidamente, se optó por un “*growth rate*” de 1,1. Es decir, que los elementos utilizados aumentan su tamaño esa cifra al alejarse de los puntos de interés, de tal manera que el programa no profundice en zonas ajenas al estudio.

A continuación, tomando como ejemplo el perfil base NACA-0009, se ha de establecer el número de particiones que tendrá cada línea del dominio, con la opción “*edge sizing*”. Para las líneas que forman el rectángulo utilizado como dominio, se ha empleado particiones cada 5 mm, tal y como se observa en la figura 25:

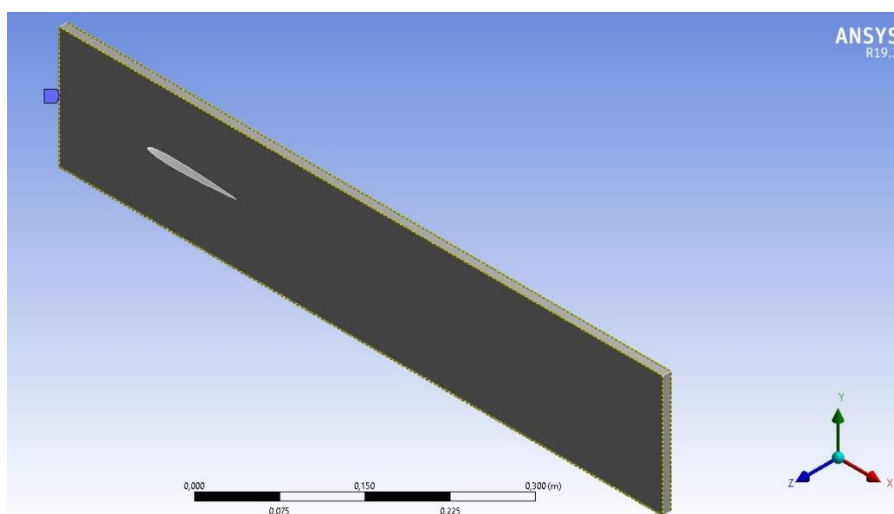


Figura 25: Edge Sizing 1 NACA-0009

Respecto a las líneas que nos permiten dar profundidad al objeto de estudio, se ha usado una partición cada 0,5 mm. El total de particiones serán 20, ya que la profundidad establecida tiene una longitud de 10mm. La figura 26 muestra las particiones utilizadas en uno de los bordes del dominio.

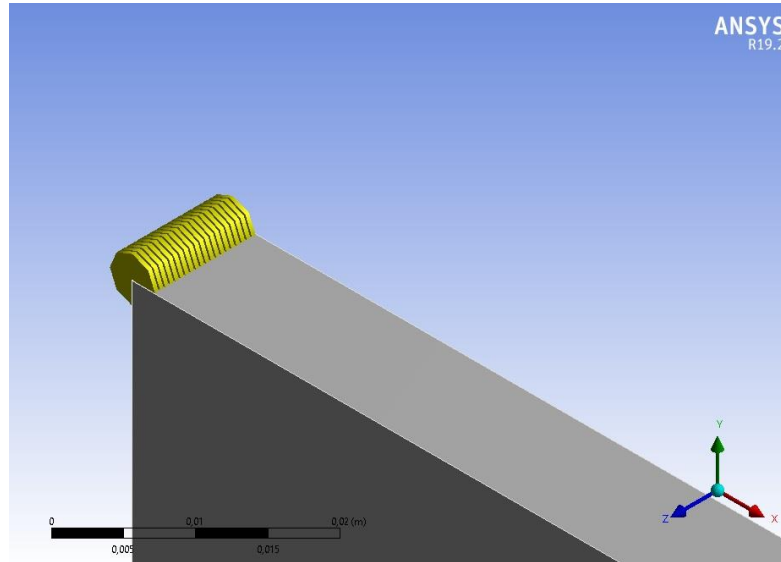


Figura 26: Edge Sizing 2 NACA-0009

Para finalizar, hace falta declarar el número de particiones que se establecerán a lo largo del contorno del perfil hidrodinámico. Al ser la zona de estudio de mayor interés, tiene importancia que las particiones escogidas tengan un tamaño relativamente pequeño, por eso se ha escogido una partición por cada 1 mm de longitud total del contorno. Se puede ver claramente en la figura 27:

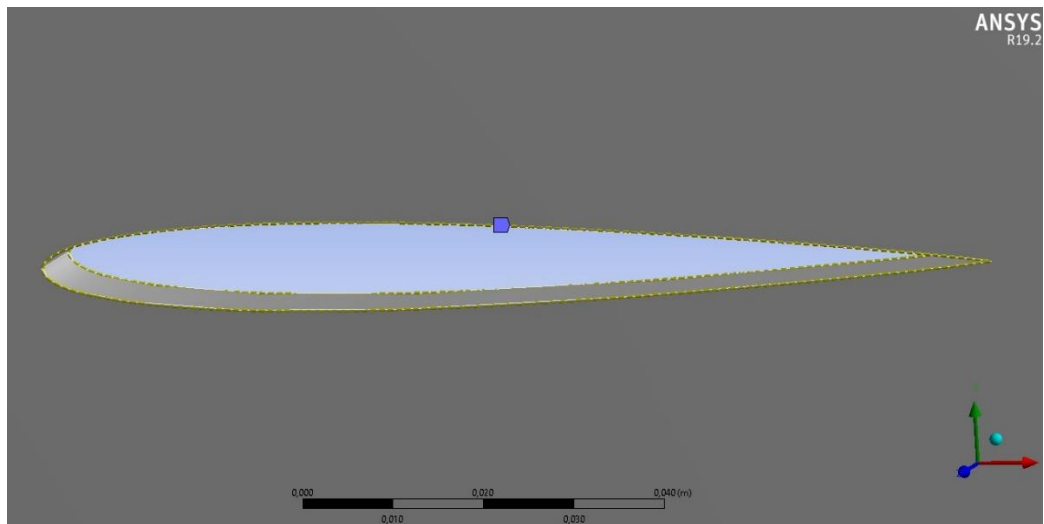


Figura 27: Edge Sizing 3 NACA-0009

Realizados los “*edge sizing*”, hemos de crear una “*inflation*”. La “*inflation*” es una opción que tiene como objetivo crear una malla más fina alrededor del perfil hidrodinámico, para establecer una precisión más alta en dicha zona. Ésta precisión, es necesaria para controlar la medida de la capa límite y el valor adimensional y^+ a tener en cuenta en el mallado, que se explicará en el siguiente apartado del capítulo.

Para empezar, se ha de escoger el alcance de la “*inflation*”, que será la zona de trabajo donde se encuentra el perfil, en este caso el dominio total utilizado para el mallado. Al alcance se le nombra “*scope*” y se refleja en la figura 28:

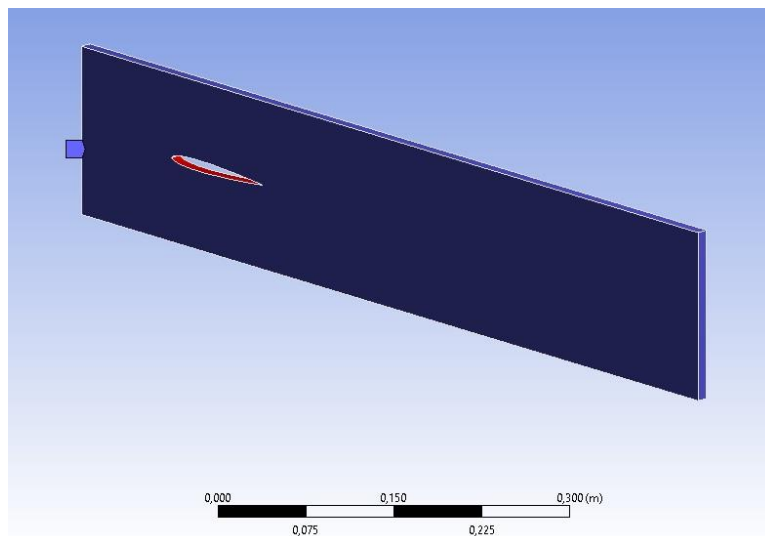


Figura 28: Scope NACA-0009

Una vez delimitado el “*scope*”, hay que establecer el “*boundary*” o límite para la “*inflation*”, el límite consiste en las dos caras que forma el perfil hidrodinámico.

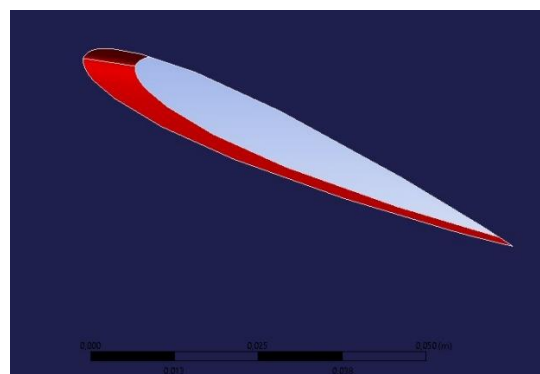


Figura 29: Boundary NACA-0009

El siguiente paso se basa en el espesor de la primera capa “*First Layer Thickness*” del conjunto de capas que forman el total de la capa límite. El espesor escogido en el trabajo para el caso del modelo NACA-0009 de 110 mm de longitud es de $3 \cdot 10^{-6}$ m, la obtención de dicha cifra se explicará en el siguiente capítulo, ya que tiene relación con el valor adimensional y^+ .

El número de capas establecido para la “*inflation*” ha sido 4, con una tasa de crecimiento o “*growth rate*” de 1,2. Es decir, la capa límite en el mallado se encontrará formada por 4 capas con una relación de crecimiento de 1,2 entre ellas.

Antes de finalizar el mallado, ha de implementarse un “*Face Meshing*” en las caras que delimitan la profundidad del dominio, es decir, que tienen dimensión en el eje z. Ésta herramienta tiene como finalidad hacer las líneas interiores más aptas para el mallado del conjunto.

Finalmente, aplicamos un “*Automatic Method*” en todo el cuerpo para que cree el mallado más apto con las características que se han introducido. La figura 30 refleja la malla utilizada en su totalidad para el perfil NACA-0009.

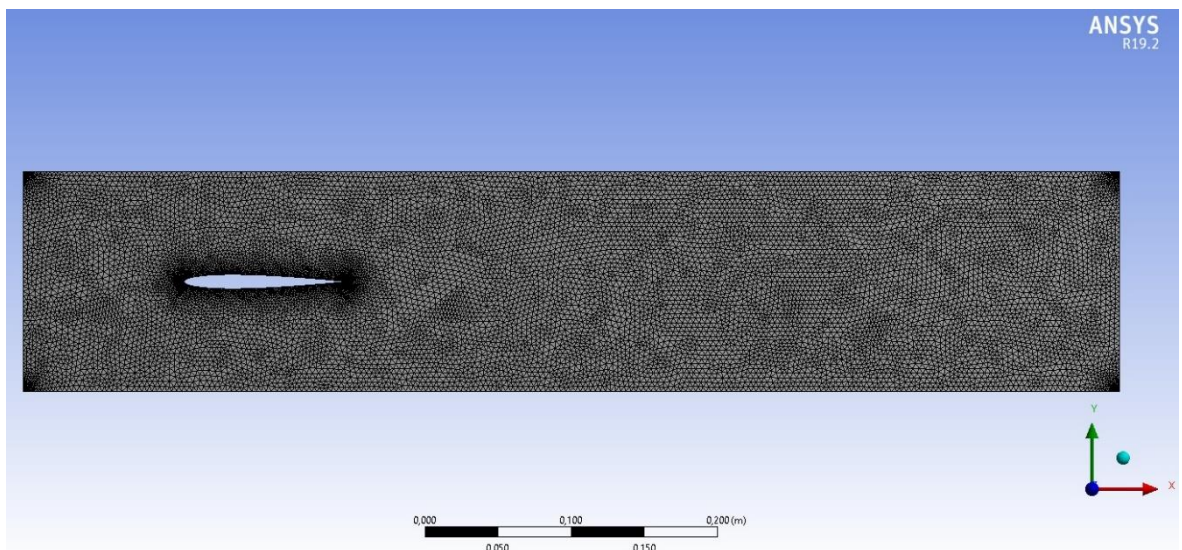


Figura 30: Mallado del perfil NACA-0009

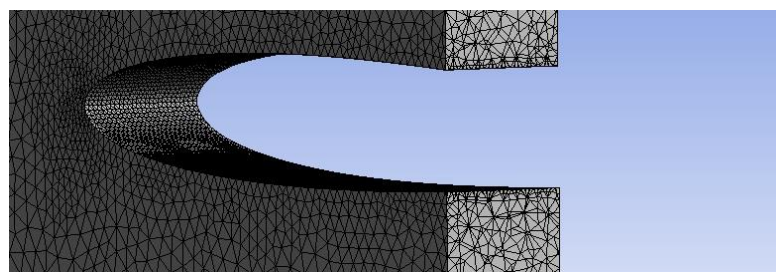


Figura 31: Sección interior del Mallado del perfil NACA-0009

6.2.1. Capa límite en el mallado.

La manera correcta de reproducir la capa límite en el mallado, es a través de la formación de ésta mediante capas que permitan reproducir los resultados de manera más precisa cada vez que se acerquen más a la superficie. Éstas capas han de verse formadas por celdas de carácter cuadrangular, por el motivo que su forma es la única que permite tener todos los centros de gravedad en cada elemento a la misma distancia del cuerpo, en otras palabras, que para cada celda utilizada se conserve el mismo valor adimensional y^+ .

El valor escogido para éste trabajo es $y^+ = 1$, esto se debe a que el modelo de turbulencia utilizado para realizar los cálculos ha sido el SST (*"Shear Stress Transport"*) *"k - ω "*, que resuelve las características de los flujos cercanos a la pared o superficie [8]. Éste modelo se explica con más detalle en el capítulo de simulaciones.

Para obtener el espesor de la primera capa se sigue el siguiente procedimiento:

Primero se calcula el número de Reynolds explicado en el marco teórico,

$$Re_x = \frac{\rho U x}{\mu} \quad (6.1)$$

Teniendo en cuenta que ρ corresponde a la densidad del fluido, U a la velocidad de éste, x a la longitud del álabe y μ a la viscosidad dinámica del fluido en unidades del sistema internacional.

Seguidamente, se obtiene el coeficiente local de fricción del álabe [11],

$$C_f = 0.016155 Re_x^{-0.2} \quad (6.2)$$

A continuación, la velocidad de fricción correspondiente,

$$u_* = U \sqrt{C_f} \quad (6.3)$$

Finalmente, se obtiene la distancia del centro de la primera capa a la superficie,

$$y = \frac{y^+ \nu}{u_*} \quad (6.3)$$

dónde ν se refiere a la viscosidad cinemática del fluido.

El espesor total de la primera capa del modelo base NACA-0009 con longitud de 110 mm coincidirá con el valor correspondiente a $2y$, que en el presente caso es aproximadamente $3 \cdot 10^{-6}$ m.

El grosor de la capa límite total para superficies planas viene dado por la siguiente ecuación [10],

$$\delta = \frac{0.37x}{Re_x^{0.2}} \quad (6.4)$$

Refiriéndose x a la distancia de la superficie que se encuentra ocupada por la capa límite.

En el caso del presente, la ecuación se ve modificada al tratarse de un álabe y en éste caso concreto adquiere la siguiente forma,

$$\delta = \frac{0.382x}{Re_x^{0.2}} \quad (6.5)$$

Dando un grosor de $2,27 \cdot 10^{-3}$ m.

Comentar que el grosor total no se ve reflejado correctamente en el mallado, ya que el número de capas utilizado para representar el grosor de la capa límite han sido 4 con un factor de crecimiento de 1,2 y ésta se encuentra formada por un número más elevado. Ésta cantidad era la más adecuada para las características y condiciones de la malla utilizada y se ha omitido representar la capa límite en su totalidad, esto no afecta negativamente a los resultados obtenidos en el trabajo.

En la figura 32 se puede observar la capa límite en el mallado,

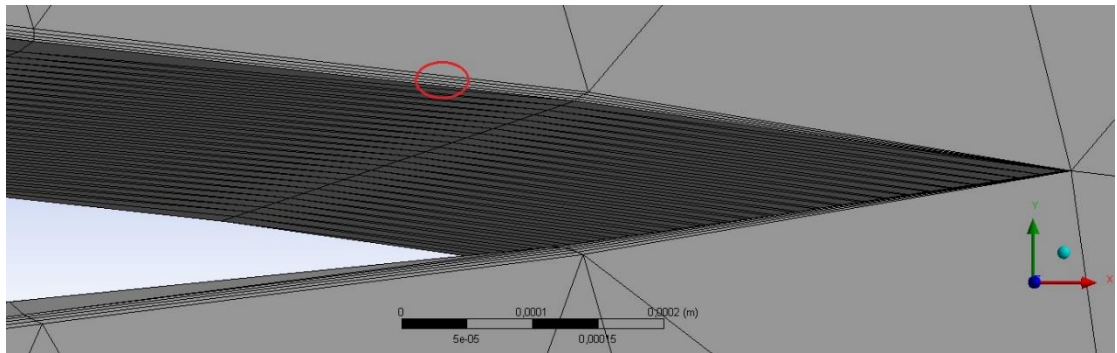


Figura 32: Capa límite en el mallado del perfil NACA-0009

7. Simulaciones

7.1. Modelos de simulación

Los *softwares* de CFD disponen de varios modelos de turbulencia, cada modelo cumple una determinada función y su utilización depende del objetivo de la simulación. Los modelos se pueden diferenciar en los siguientes grupos principales:

- RANS o "*Reynolds Averaged Navier-Stokes*"
- DES o "*Detached Eddy Simulation*"
- DNS o "*Direct Numerical Simulation*"
- LES o "*Large Eddy Simulation*"

Los modelos más utilizados son los RANS, estos modelos de turbulencia requieren menor costo computacional en comparación con los modelos DES y LES, haciendo que sean más populares entre estudiantes y profesionales que se dedican al CFD. Dentro de los modelos RANS, los más conocidos son el modelo Spalart-Allmaras de una ecuación, el modelo $k - \varepsilon$ estándar de dos ecuaciones, el modelo SST ("*shear stress transport*") de Transición de cuatro ecuaciones y el modelo SST TRANS $k - \omega$ de dos ecuaciones.

En el caso de los modelos DES, tienen mejor precisión que los RANS a cambio de un costo computacional elevado que hace que no sean adecuados para este trabajo. Los DNS son modelos que resuelven numéricamente las ecuaciones de Navier-Stokes y de continuidad sin ningún modelo de turbulencia. Esto hace que las simulaciones sean las más complejas, el costo computacional de este tipo de simulaciones es bastante alto, aunque se utilicen números de Reynolds bajos. En contraste, con los DNS es posible realizar experimentos numéricos y extraer datos e información imposibles de obtener en laboratorio.

Finalmente, los modelos LES requieren la creación de una malla muy fina, son de gran escala y tienen la capacidad de mostrar mayor detalle en los vórtices, pero su tiempo de computación es aún más elevado que en los DES y requieren de un costo computacional desorbitado.

7.1.1. Modelo TRANS SST " $k - \omega$ " de dos ecuaciones

El modelo TRANS SST $k - \omega$ de dos ecuaciones ha sido el escogido para el trabajo, el uso de la formulación $k - \omega$ en las partes internas de la capa límite hace que el modelo se puede utilizar directamente hasta la pared o superficie a través de la subcapa viscosa, por lo que el modelo se puede usar como un modelo de turbulencia de bajo Reynolds sin funciones de amortiguación extra [8]. La formulación SST evita el problema común del $k - \omega$ que hace que el modelo sea demasiado sensible a las propiedades de turbulencia del flujo libre de entrada y tiene un buen comportamiento en los gradientes de presión adversos y en el flujo de separación.

Las ecuaciones que utiliza este modelo presentan la siguiente forma:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (7.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7.2)$$

En estas ecuaciones, G_k representa la generación de energía cinética de turbulencia debido a gradientes de velocidad media. G_ω representa la generación de ω . Γ_k y Γ_ω hacen referencia a la difusividad efectiva de k y ω . D_ω es el término de difusión cruzada y finalmente S_k y S_ω son términos definidos por el usuario.

Las difusividades efectivas para el modelo son dadas por,

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (7.3)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (7.4)$$

Especificando que σ_k y σ_ω son los números de turbulencia de "*Prandtl*" para k y ω .

7.2. Superficies de control y condiciones de contorno

Una vez finalizado el mallado, es necesario asignar las superficies de control adecuadas para poder dar paso a las simulaciones realizadas con la opción “*Fluent*” de ANSYS. Éstas superficies de control nos permiten separar la forma en la que se trata cada pared del dominio.

Las superficies de control utilizadas son las siguientes:

- “*Inlet*”: Zona del dominio que se ha establecido como entrada del fluido.
- “*Outlet*”: Zona del dominio que se ha establecido como salida del fluido.
- “*Simmetry*”: Zona del dominio que contiene la característica de no ser tratada como pared con fricción, permite el paso del flujo por la misma y que no se cumplan condiciones no deseadas.
- “*Wall*”: Zona del dominio que actúa como pared y en consecuencia no permite el paso del fluido.

La velocidad de entrada establecida en “*Inlet*” para el fluido ha sido 20 m/s en la dirección horizontal, produciendo un ángulo de ataque $\alpha_0 = 0^\circ$ como es en el caso de la tesis doctoral de Zobeiri comentada en la introducción. En la salida o “*Outlet*” se ha impuesto un incremento de presión nulo, para que en la entrada el fluido tenga la misma presión que en su salida. El perfil hidrodinámico ha sido asignado como “*Wall*” para que actúe como pared con fricción y no se vea atravesado por el fluido. En la siguiente figura 33 se ven representadas las superficies de control escogidas.

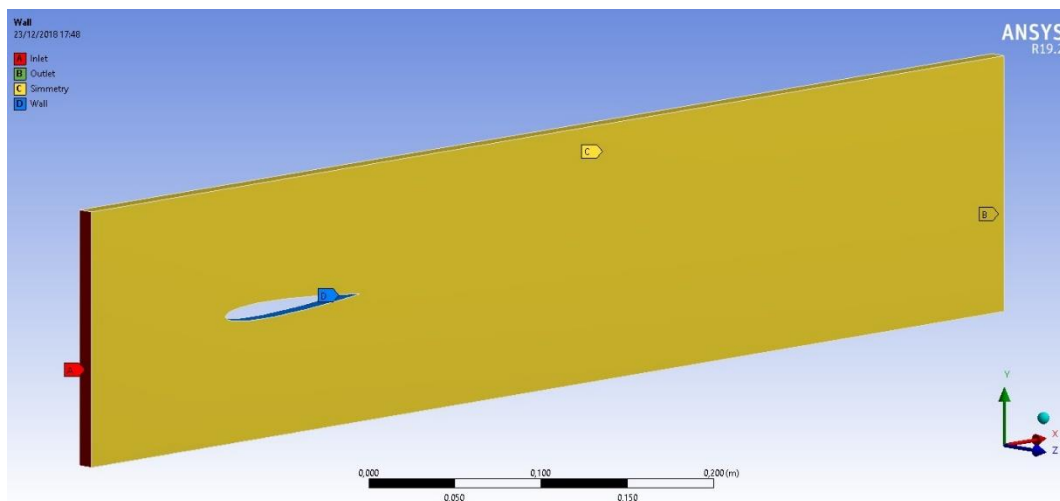


Figura 33: Superficies de control en el perfil NACA-0009

Respecto las condiciones impuestas en "Inlet", aparte de la velocidad del fluido se ha definido la turbulencia, utilizando el método específico que se basa en el diámetro hidráulico y la intensidad de turbulencia. Para definir el diámetro hidráulico [19] se utiliza la siguiente ecuación,

$$D_H = \frac{4A}{Pe} \quad (7.5)$$

A representa el área del canal entrada o "Inlet" y Pe el perímetro del canal. En el caso de la intensidad de turbulencia [17], ésta viene relacionada con el número de Reynolds del canal de entrada ya comentado en puntos anteriores,

$$I = 0.16 \cdot Re_{D_H}^{-1/8} \quad (7.6)$$

La tabla 1 muestra los valores introducidos en las condiciones de contorno:

Condiciones de contorno	
Área	0,015 m ²
Perímetro	0,32 m
Densidad del fluido	998,2 kg/m ³
Velocidad del fluido	20 m/s
Viscosidad dinámica del fluido	0,001003 kg/m · s
Número de Reynolds	373205,3838
Diámetro hidráulico	0,01875 m
Intensidad de turbulencia	0,0321899777

Tabla 1: Condiciones de Contorno

7.3. Condiciones de simulación

La simulación tanto en los casos individuales como en los casos simétricos se han establecido en un tiempo transitorio, en una condición basada en la presión y con una formulación de velocidad absoluta. Como datos constantes durante todo el proceso tenemos una densidad del agua de $998,2 \text{ kg/m}^3$ y una viscosidad dinámica de $0,001003 \text{ kg/m} \cdot \text{s}$, ambos datos mencionados en apartados anteriores. Otros datos utilizados para las condiciones de simulación han sido los mostrados en la tabla 2.

Valores de referencia	
Área para arrastre	$0,00099198 \text{ m}^2$
Área para sustentación	$0,0011 \text{ m}^2$
Densidad del fluido	$998,2 \text{ kg/m}^3$
Entalpia	0 J/kg
Longitud	$0,1 \text{ m}$
Presión	0 Pa
Temperatura	288 K
Velocidad del fluido	20 m/s
Viscosidad dinámica del fluido	$0,001003 \text{ kg/m} \cdot \text{s}$
Ratio de calores específicos	$1,4$

Tabla 2: Valores de referencia

7.4. Parámetros de simulación

El modelo de turbulencia utilizado para la simulación ha sido el TRANS SST " $k - \omega$ " de dos ecuaciones. Se han escogido opciones de limitador de producción y corrección de curvatura constante. El modelo se ha basado en dos dimensiones sin transferencia de calor y radiación, con agua en estado líquido pura y sin utilizar otro modelo adicional. La siguiente tabla 3 muestra las características escogidas en este modelo.

Modelo de turbulencia TRANS SST " $k - \omega$ " de dos ecuaciones	
α^* inf	1
α inf	0,52
β^* inf	0,09
a 1	0,31
β_i (interior)	0,075
β_i (exterior)	0,0828
TKE (interior) Prandtl #	1,176
TKE (exterior) Prandtl #	1
SDR (interior) Prandtl #	2
SDR (exterior) Prandtl #	1,168
Factor limitador de producción	10

Tabla 3: Parámetros de simulación

7.5. Puntos de estudio

Los parámetros de salida que se han estudiado han sido las fuerzas de arrastre y sustentación de cada álabes, la velocidad en los puntos cercanos a la capa límite de cada uno y la velocidad en los puntos lejanos. Para definir los puntos a estudiar se ha decidido la posición de la coordenada (0,0,0) como el punto de inicio del álabes, la figura 34 muestra dicha posición. Por otro lado, en la tabla 4 se muestra las coordenadas de cada punto de estudio.

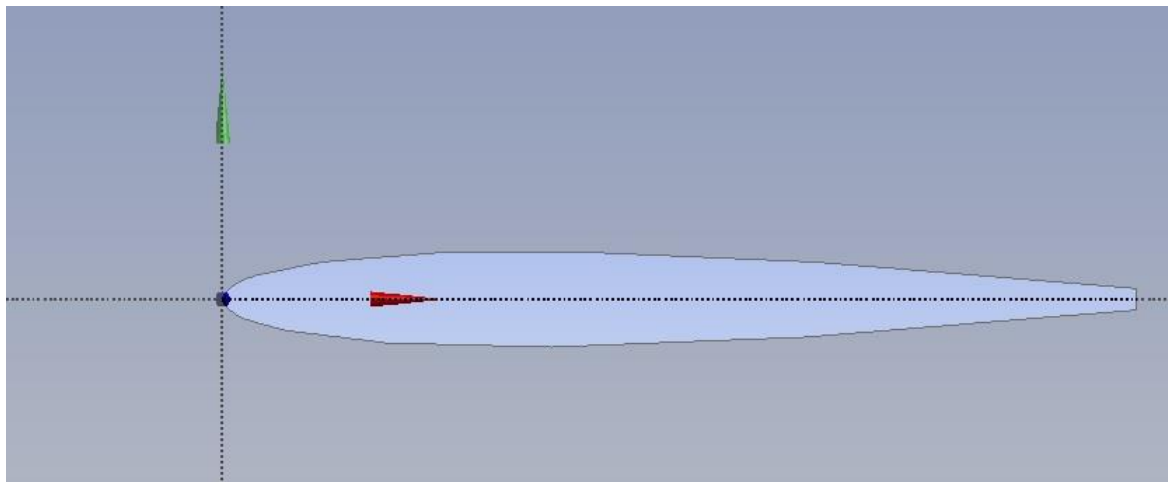


Figura 34: Coordenada (0,0,0) en los perfiles

	X (m)	Y (m)	Z (m)
Punto cercano perfil Truncado	0,036	0,00495	-0,005
Punto cercano perfil Oblicuo	0,036	0,00478	-0,005
Punto cercano perfil simétrico Truncado	0,174	0,00495	-0,005
Punto cercano perfil simétrico Oblicuo	0,174	0,00478	-0,005
Punto lejano en todos los casos	0,4	0,015	-0,005

Tabla 4: Coordenadas de los puntos de estudio

7.6. Cálculo

La discretización, sirve para obtener resultados aproximados de la ecuación diferencial de un problema con continuidad, representando un conjunto discreto de elementos. La discretización utilizada en el trabajo ha sido la de tipo espacial, dicho tipo utiliza métodos “upwind”, con baja difusión numérica y un mayor número de operaciones por malla. En la tabla xx se observa los parámetros de discretización espacial. Para la realización de las simulaciones se ha establecido un límite máximo de viscosidad turbulenta de $1 \cdot 10^{20}$.

Con todas las condiciones y variables definidas se puede proceder a realizar el cálculo de las simulaciones. El cálculo, es un proceso iterativo en el que se resuelven las ecuaciones hasta llegar a una solución que obedezca criterios de convergencia o haya realizado el número de pasos de tiempo especificados. El método escogido para la inicialización, ha sido el estándar al ser el único que converge, los valores iniciales no se han cambiado por el motivo que se encuentran establecidos en configuraciones anteriores.

Las iteraciones iniciales sirven para estabilizar el cálculo, con el objetivo que los resultados obtenidos no contengan alteraciones debidas al proceso de inicialización del mismo. A continuación, se vuelven a calcular más pasos de tiempo y se recogen resultados que permiten estudiar conceptos de interés, como es el caso de las velocidades de cada punto especificado del perfil y las diferentes fuerzas de arrastre y sustentación.

Tabla 5: Parámetros de la discretización espacial

Método de solución	
Esquema de unión Velocidad-Presión	Simple
Gradiente	Basado en el método de mínimos cuadrados
Presión	Segundo orden upwind
Momento	Segundo orden upwind
Energía específica turbulenta	Segundo orden upwind
Ratio de disipación específica	Segundo orden upwind
Formulación transitoria	Primer orden implícito

8. Resultados

8.1. Contornos de intensidad de turbulencia

Con los contornos de intensidad de turbulencia es posible visualizar el comportamiento del flujo en la cola del álab. Comparando los contornos de los diferentes casos sometidos a estudio, se ve donde es más intensa la turbulencia y la vorticidad, junto que efecto produce la forma del borde de salida sobre dicho fenómeno.

En los siguientes contornos, se observa como la intensidad de turbulencia es más alta justo en el borde de salida del perfil y como al alejarse de dicho borde va perdiendo gradualmente intensidad. De la misma manera los vórtices generados en la salida pierden energía a medida que se alejan del borde.

En las figuras mostradas a continuación se detalla los contornos de intensidad de turbulencia de cada caso.



Figura 35: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil truncado

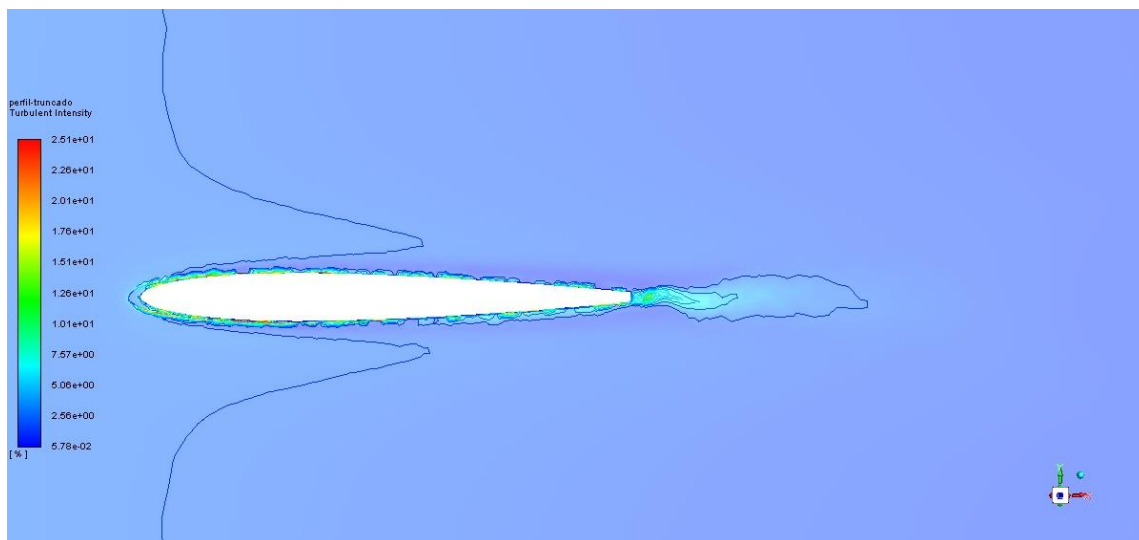


Figura 36: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Truncado

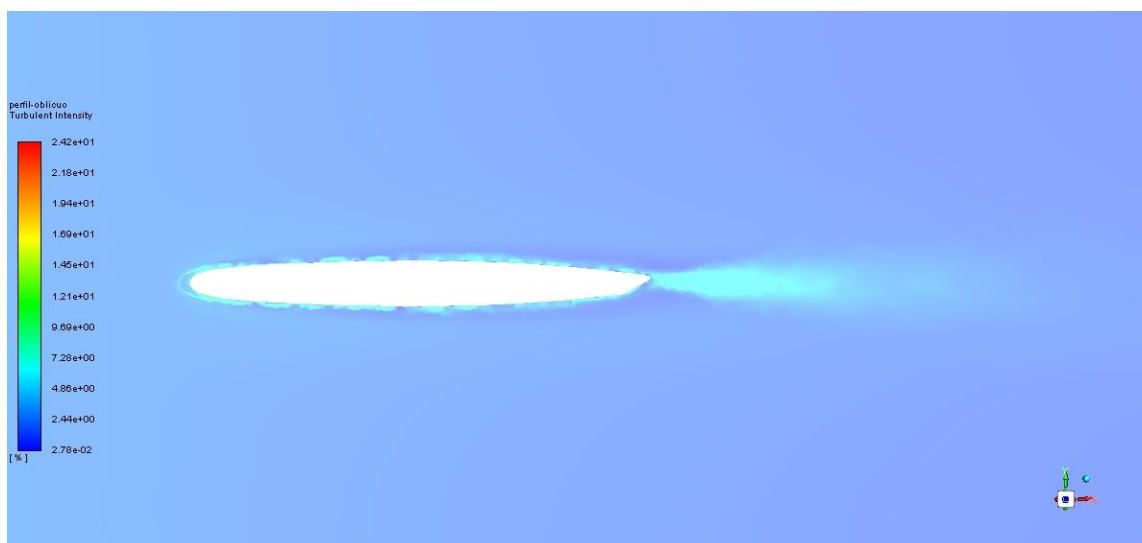


Figura 37: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo

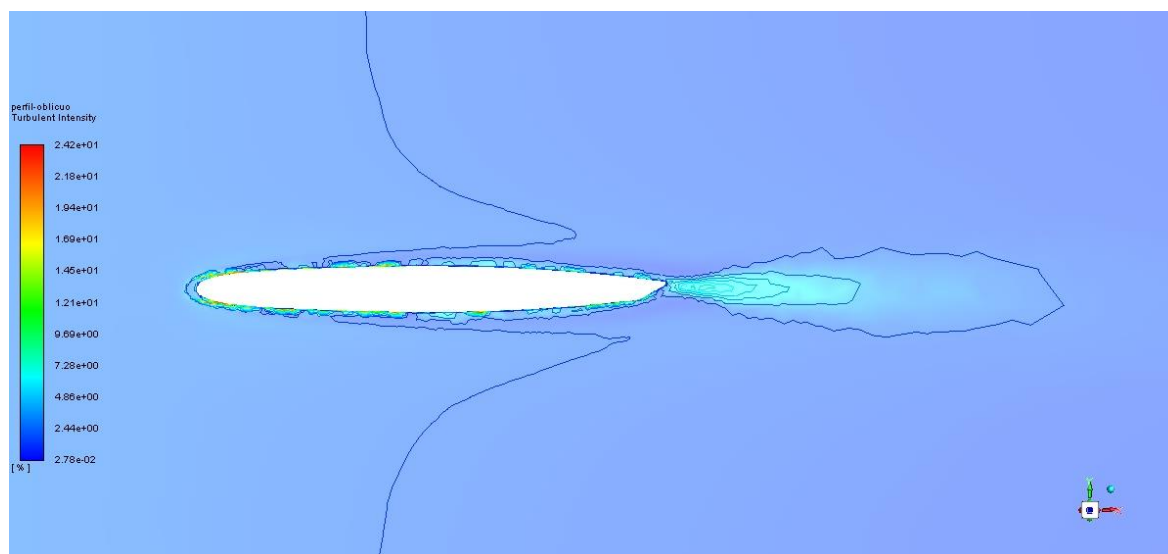


Figura 38: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo



Figura 39: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Truncado doble

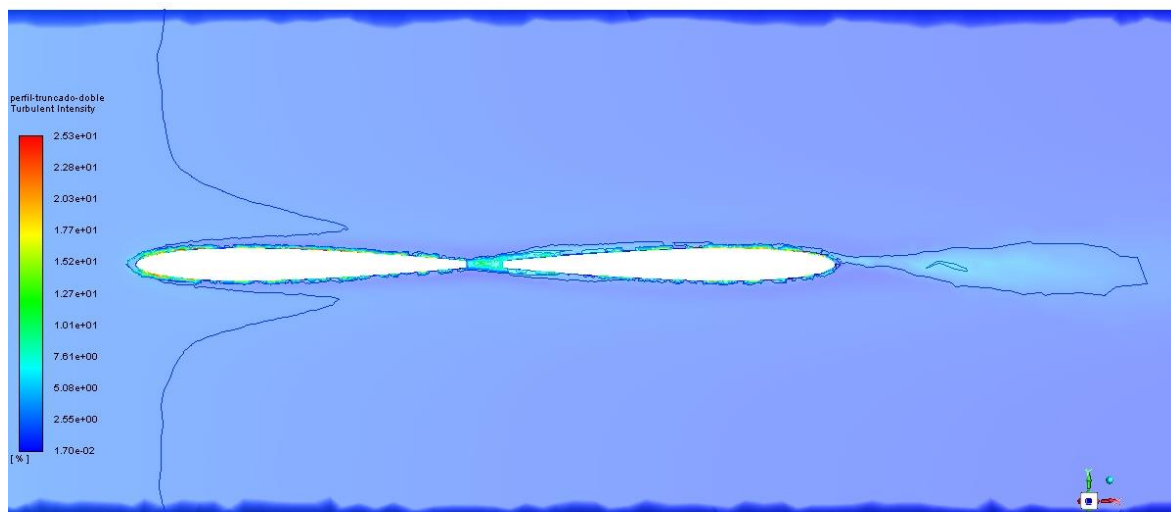


Figura 40: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Truncado doble

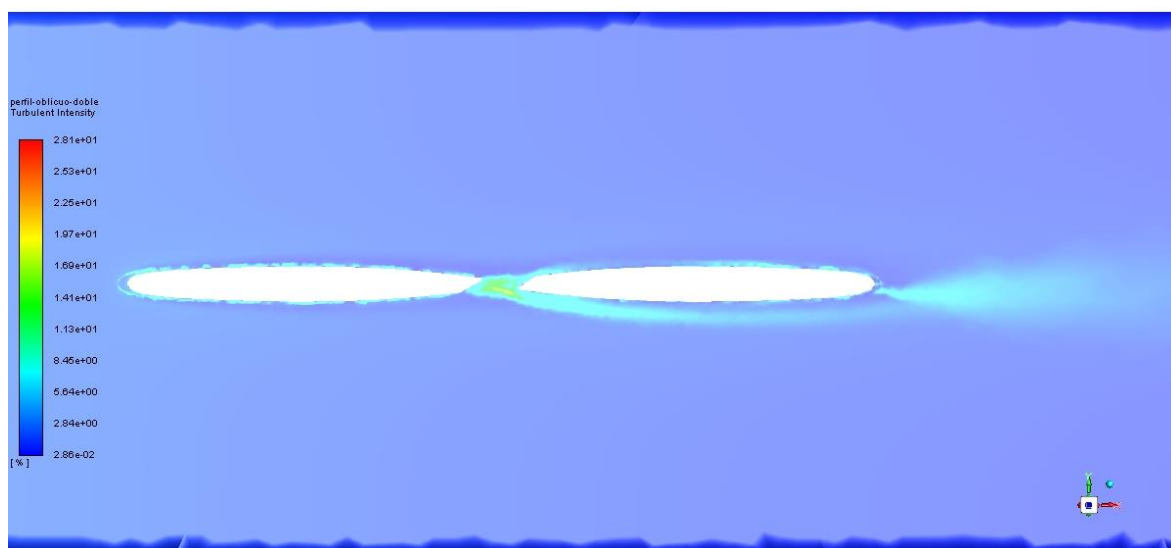


Figura 41: Contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo doble

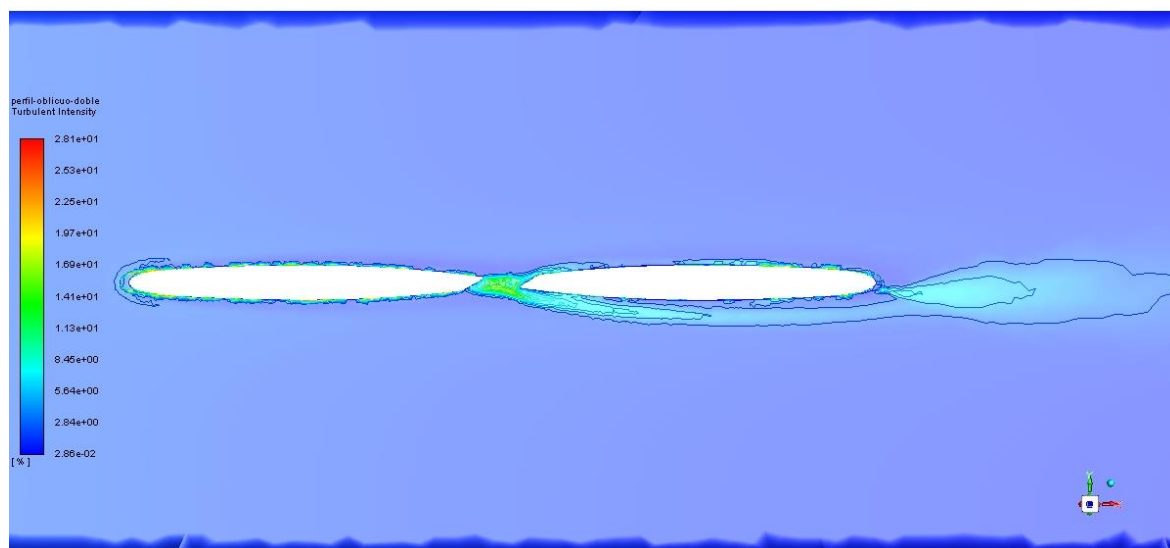


Figura 42: Líneas de contorno de intensidad de turbulencia en el perfil Oblicuo doble

8.2. Coeficientes de arrastre y sustentación en los perfiles

Para cada perfil sometido a estudio se ha analizado su coeficiente de arrastre y sustentación a lo largo del tiempo.

8.2.1. Coeficientes en el perfil Truncado

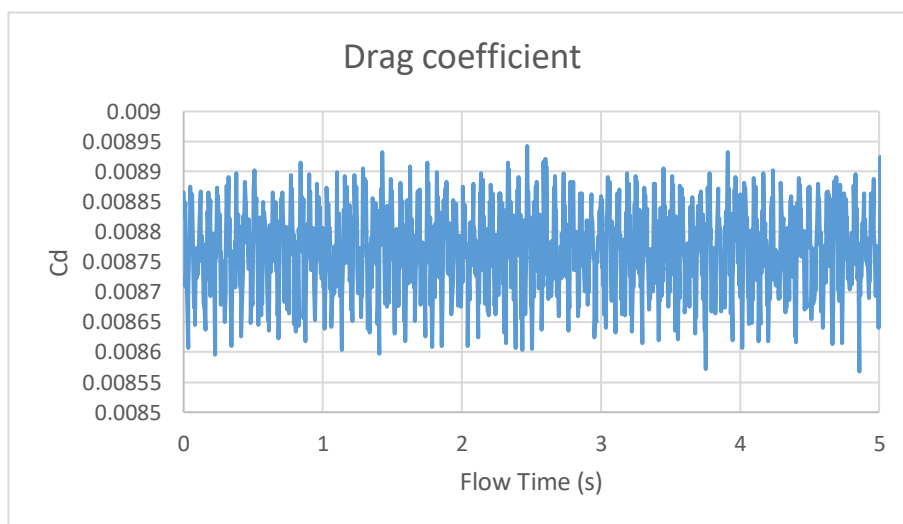


Figura 43: Coeficiente de arrastre en el perfil Truncado

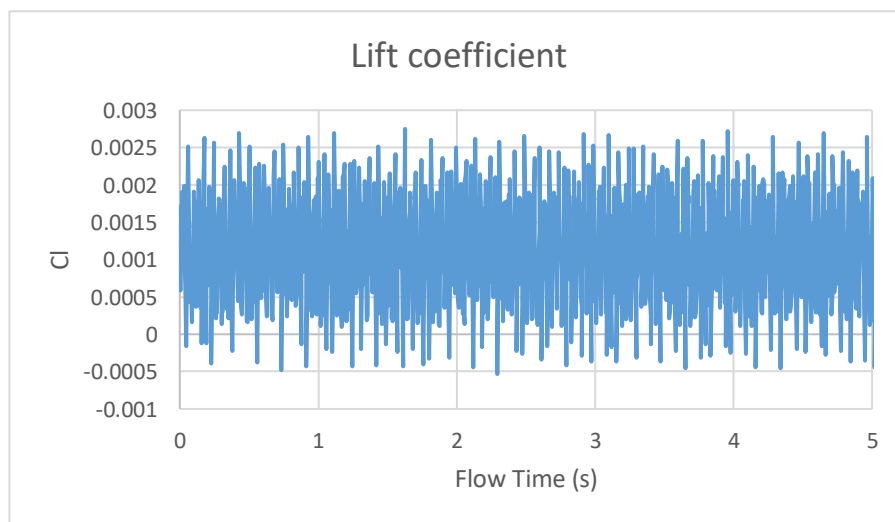


Figura 44: Coeficiente de sustentación en el perfil Truncado

8.2.2. Coeficientes en el perfil Oblicuo

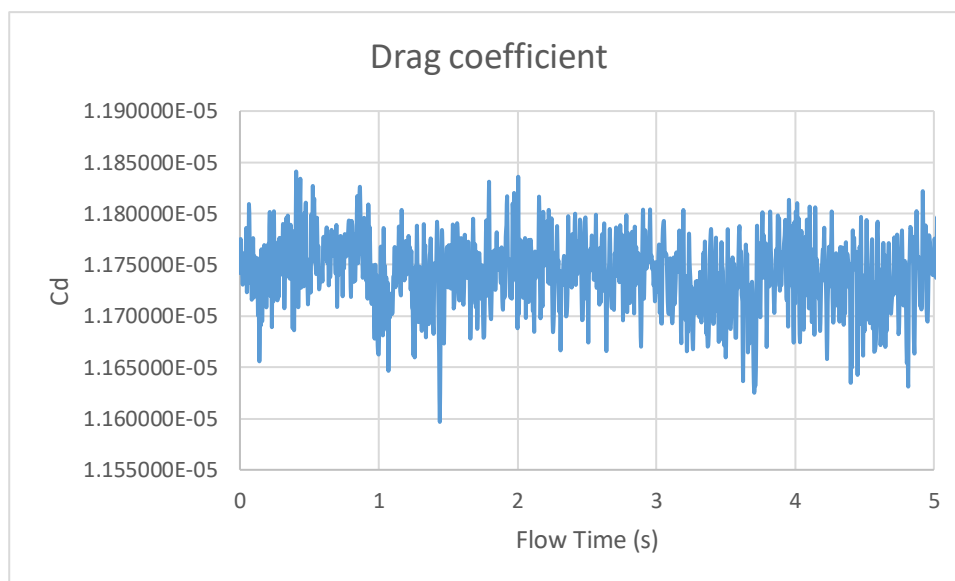


Figura 45: Coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo

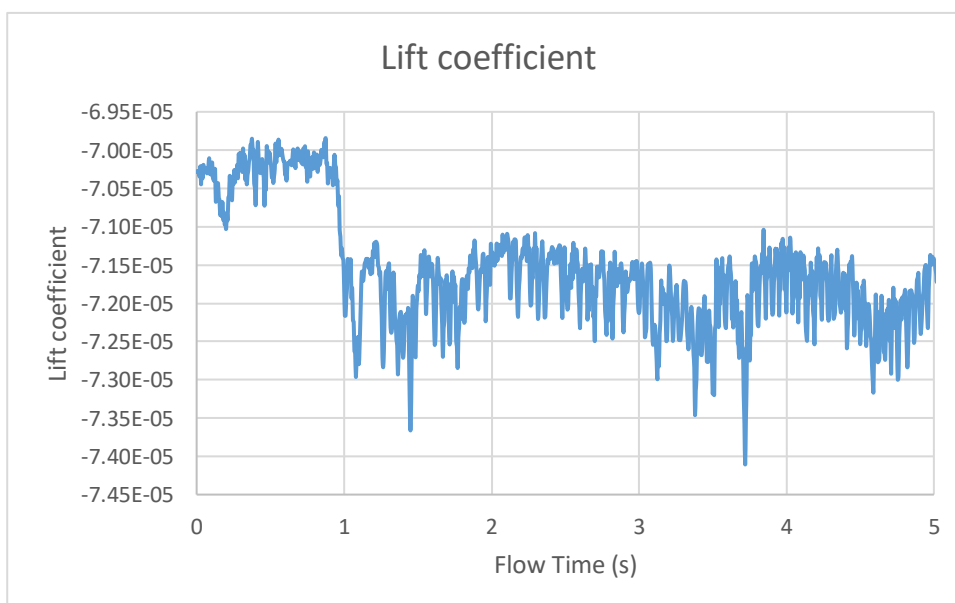


Figura 46: Coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo

8.2.3. Coeficientes en el perfil Truncado doble

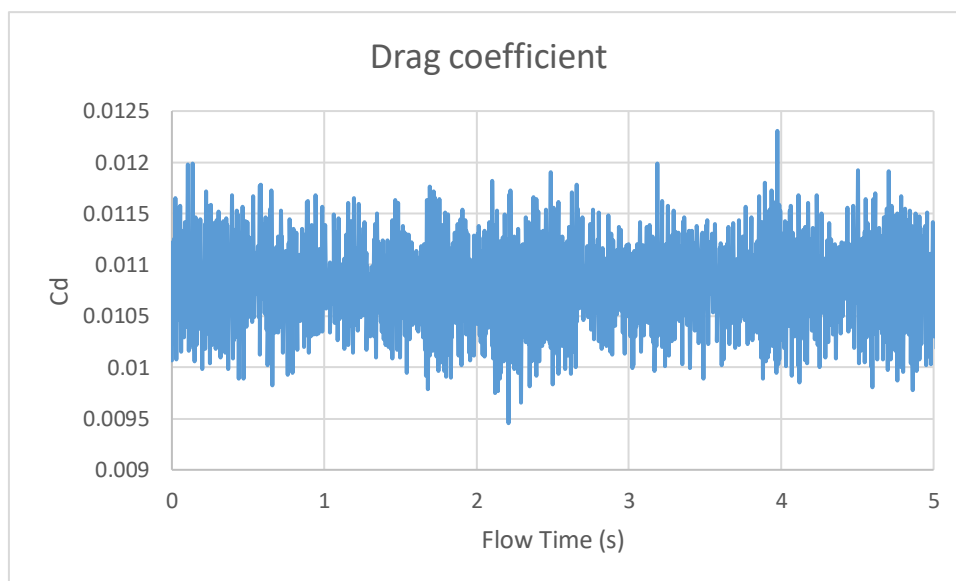


Figura 47: Coeficiente de arrastre en el primer perfil Truncado

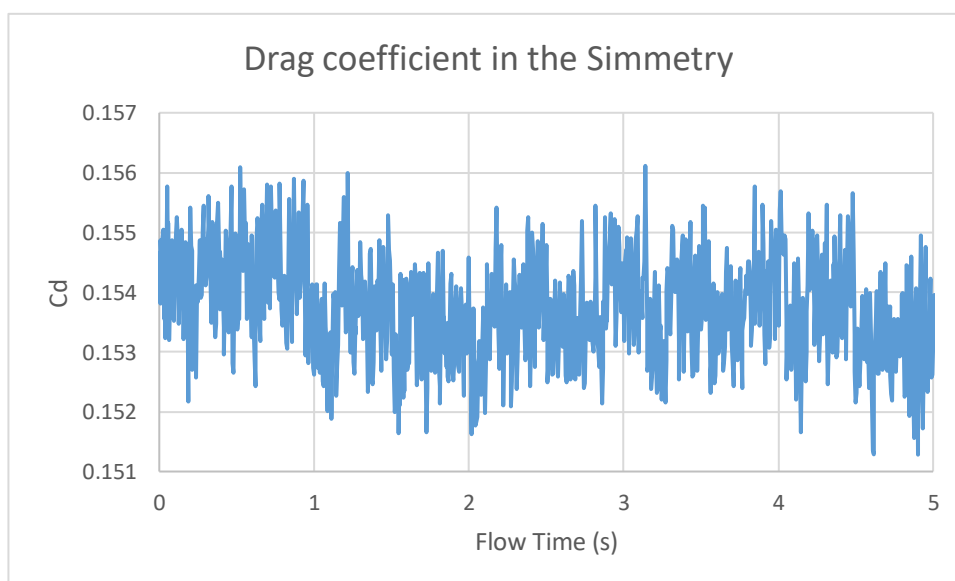


Figura 48: Coeficiente de arrastre en el perfil Truncado simétrico

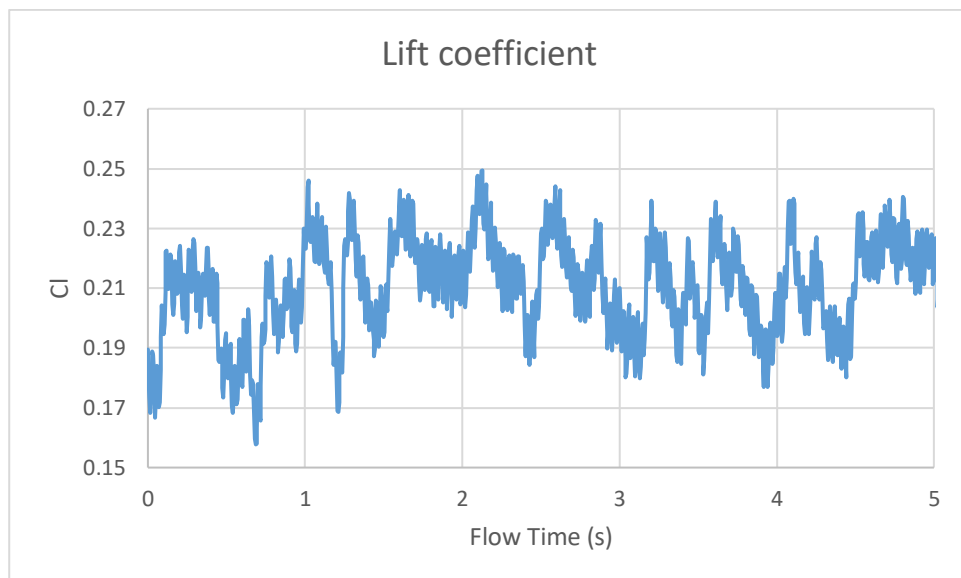


Figura 49: Coeficiente de sustentación en el primer perfil Truncado

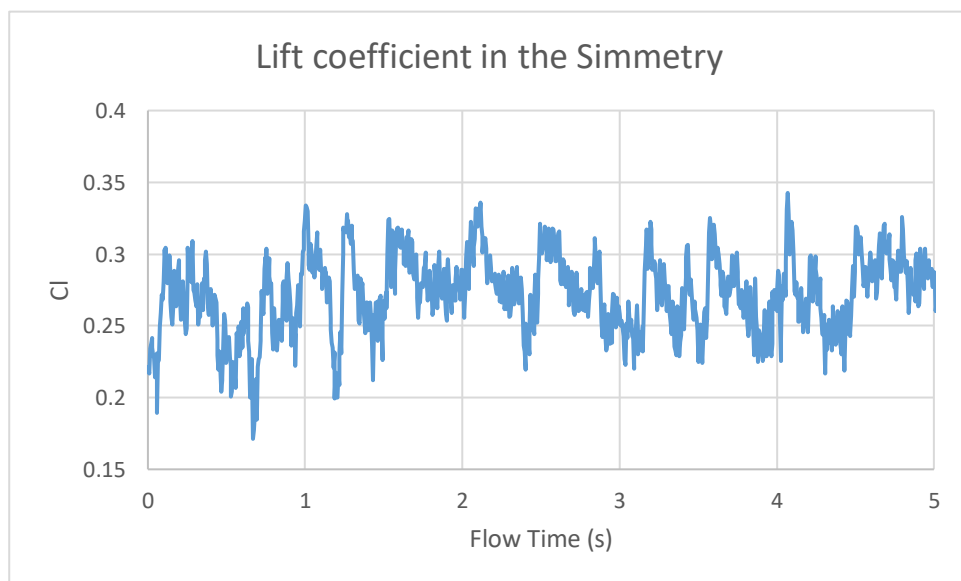


Figura 50: Coeficiente de sustentación en el perfil Truncado simétrico

8.2.4. Coeficientes en el perfil Oblicuo doble

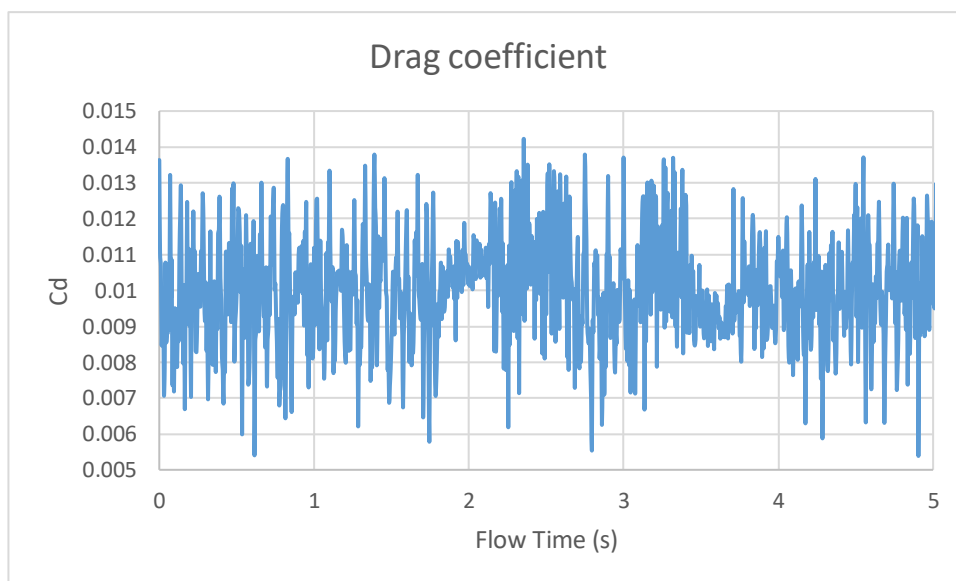


Figura 51: Coeficiente de arrastre en el primer perfil Oblicuo

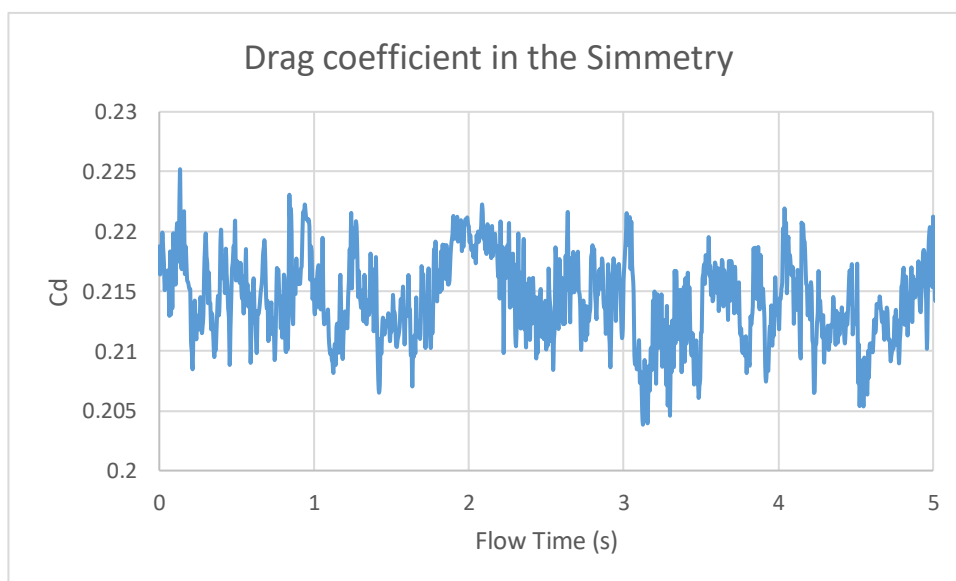


Figura 52: Coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo simétrico

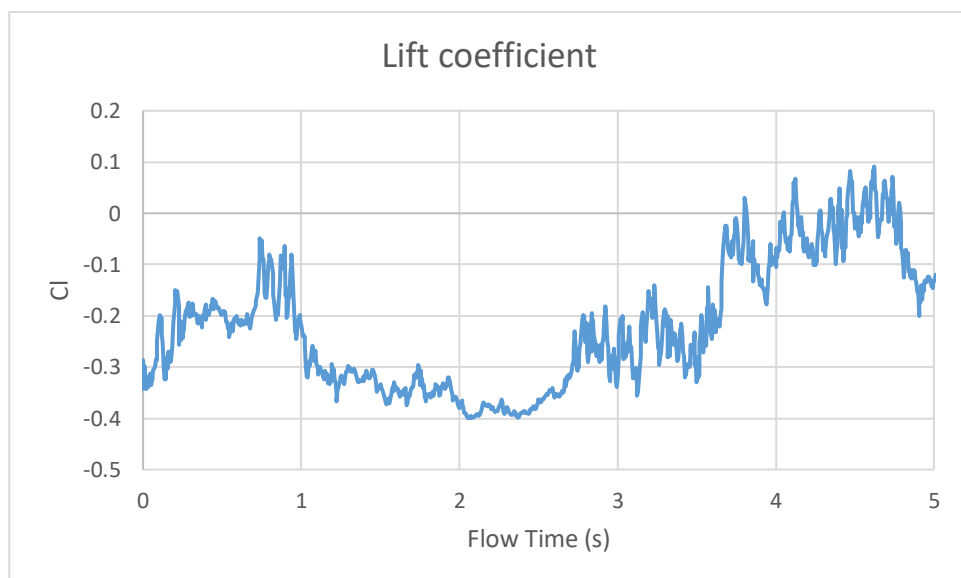


Figura 53: Coeficiente de sustentación en el primer perfil Oblicuo

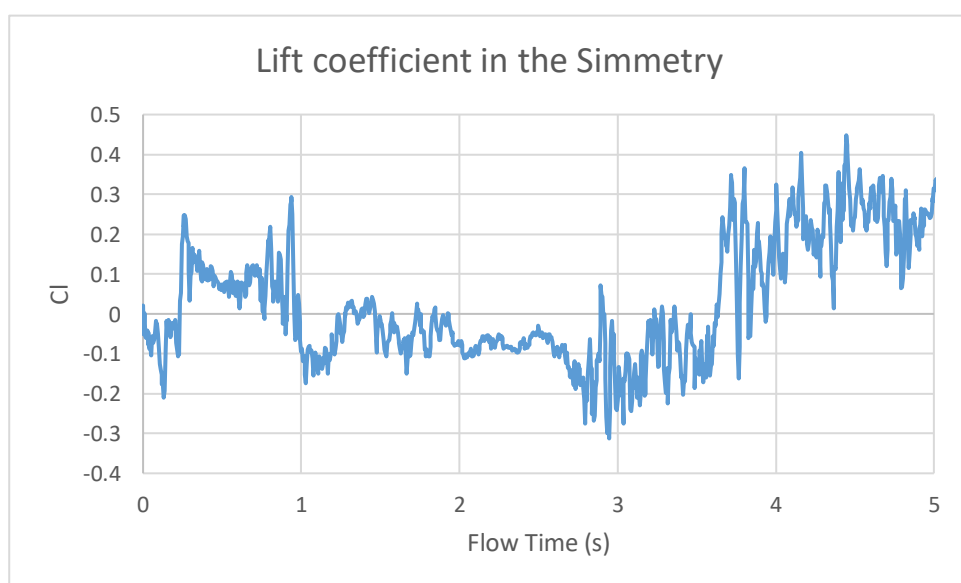


Figura 54: Coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo simétrico

8.3. Perfil de velocidades en los puntos de estudio

Para cada caso de estudio, se ha concretado un punto cercano y lejano a la capa límite como ya se ha comentado en apartados anteriores, las siguientes gráficas muestran la variación de la velocidad del flujo a lo largo del tiempo cuando pasa por dichos puntos.

8.3.1. Velocidades en el perfil Truncado

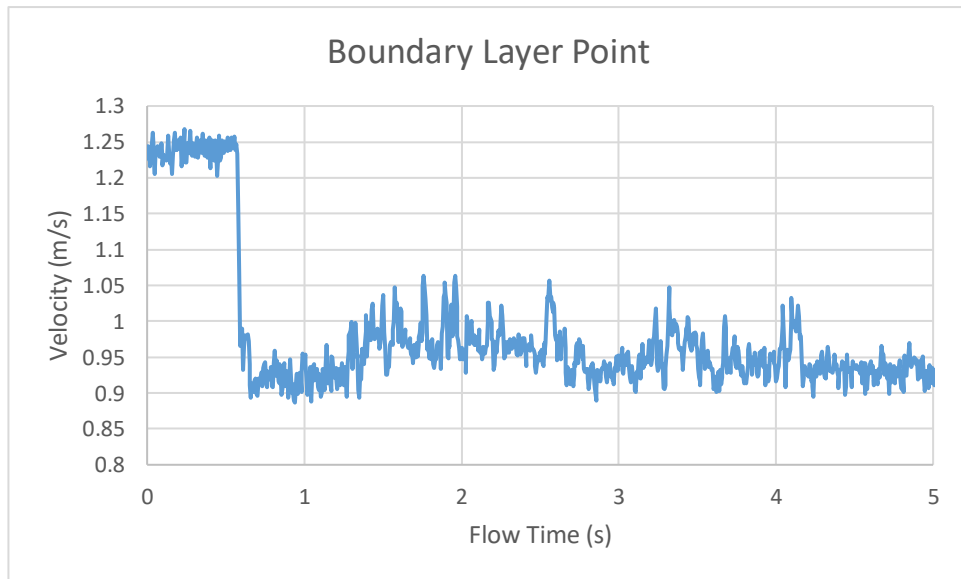


Figura 55: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Truncado

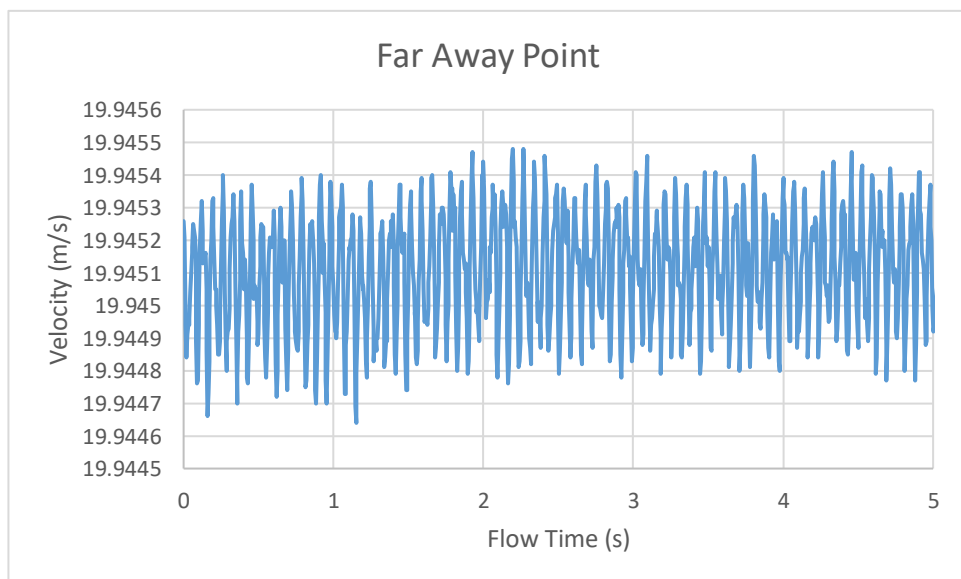


Figura 56: Velocidad en el punto lejano a la capa límite del perfil Truncado

8.3.2. Velocidades en el perfil Oblicuo

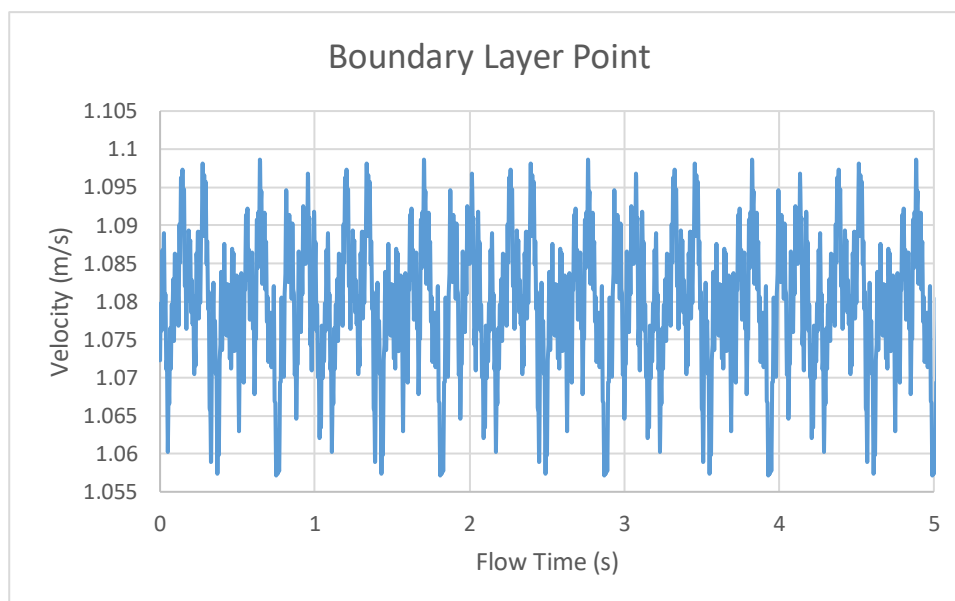


Figura 57: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Oblicuo

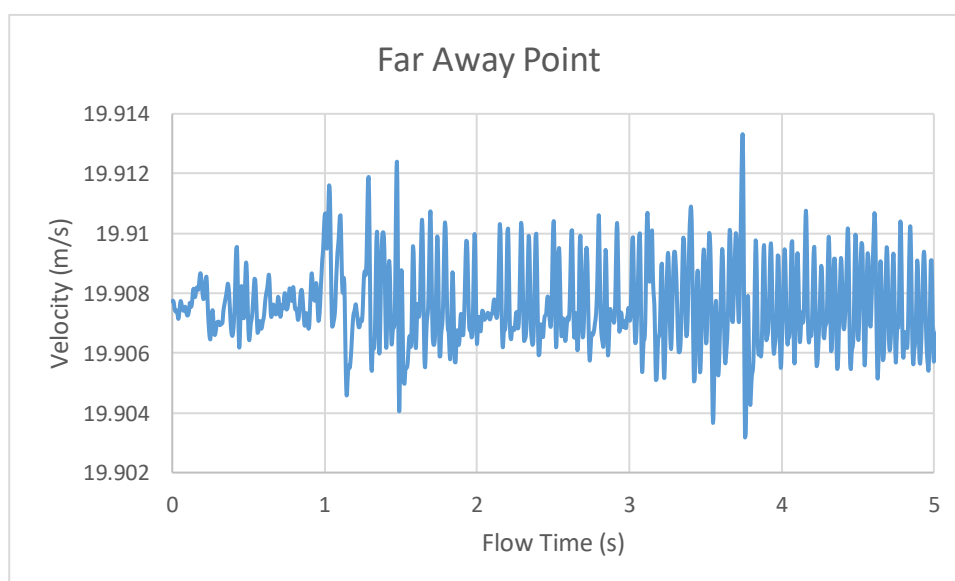


Figura 58: Velocidad en el punto lejano a la capa límite del perfil Oblicuo

8.3.3. Velocidades en el perfil Truncado doble

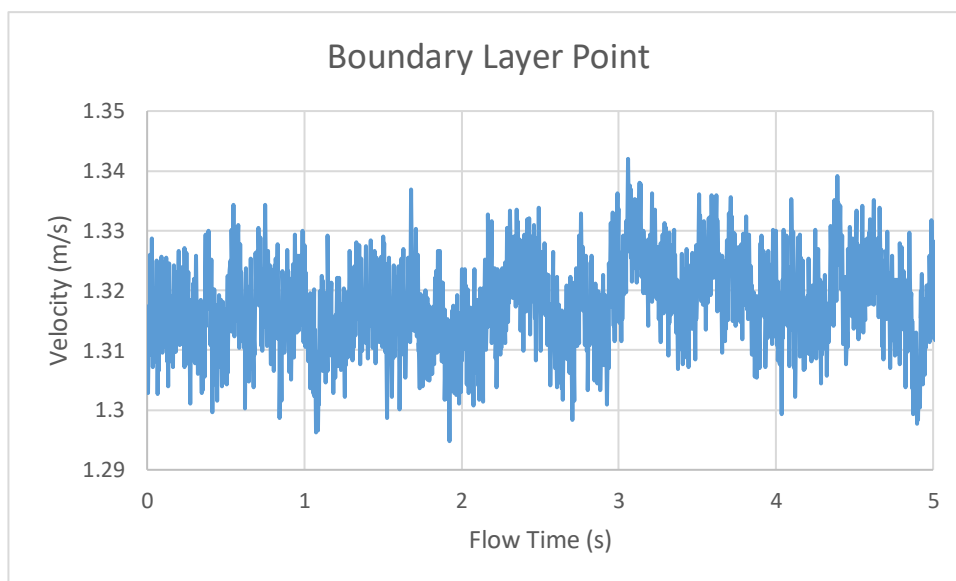


Figura 59: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del primer perfil Truncado

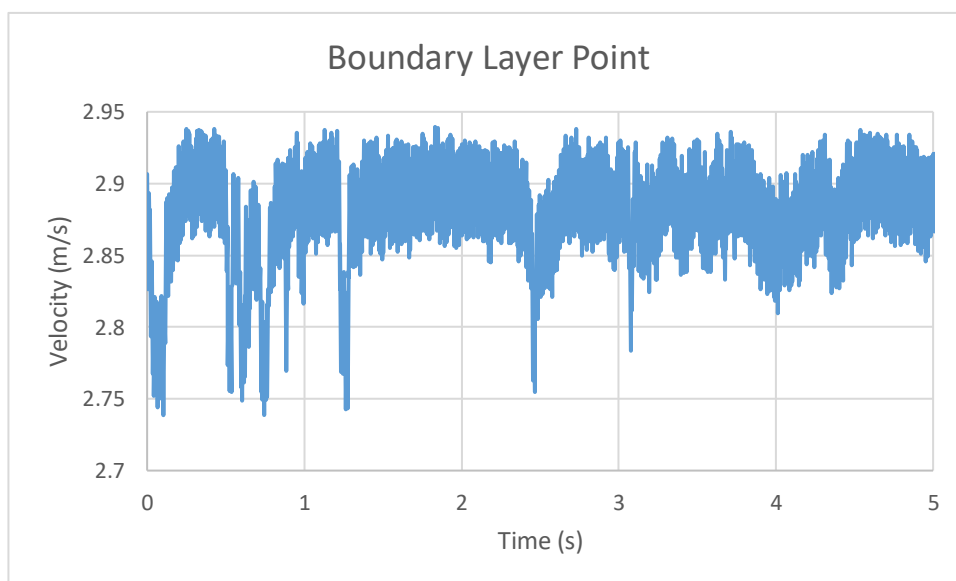


Figura 60: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Truncado simétrico

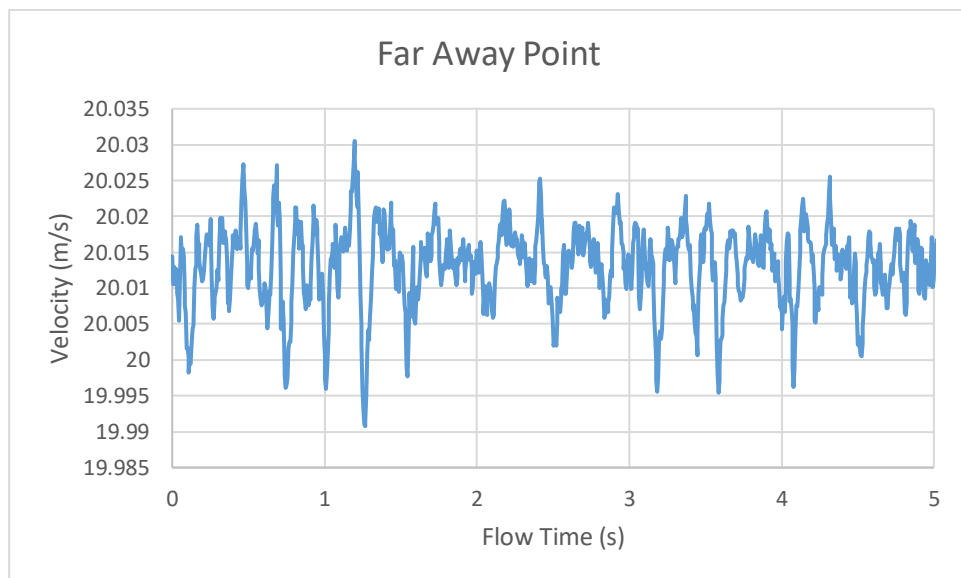


Figura 61: Velocidad en el punto lejano a la capa límite en el perfil Truncado doble

8.3.4. Velocidades en el perfil Oblicuo doble

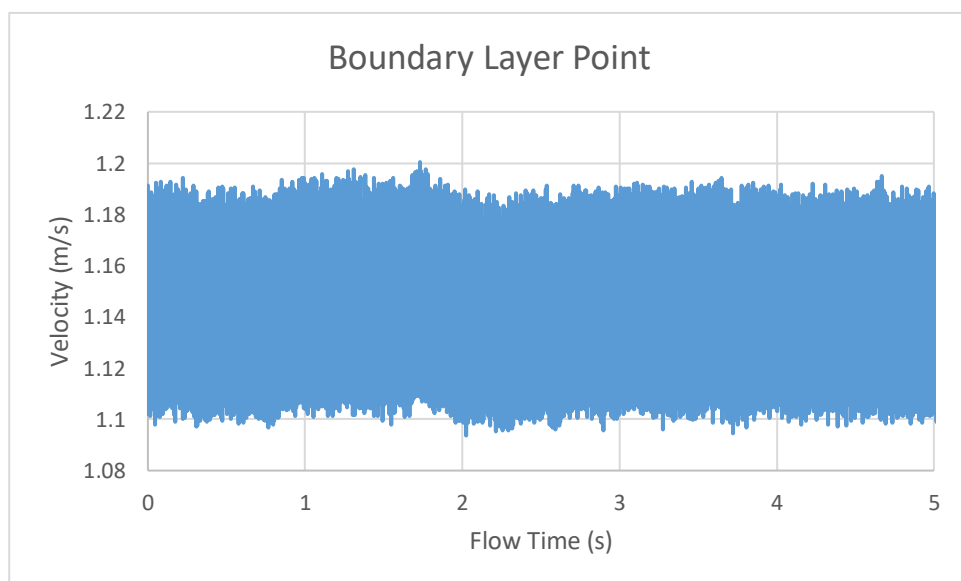


Figura 62: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del primer perfil Oblicuo

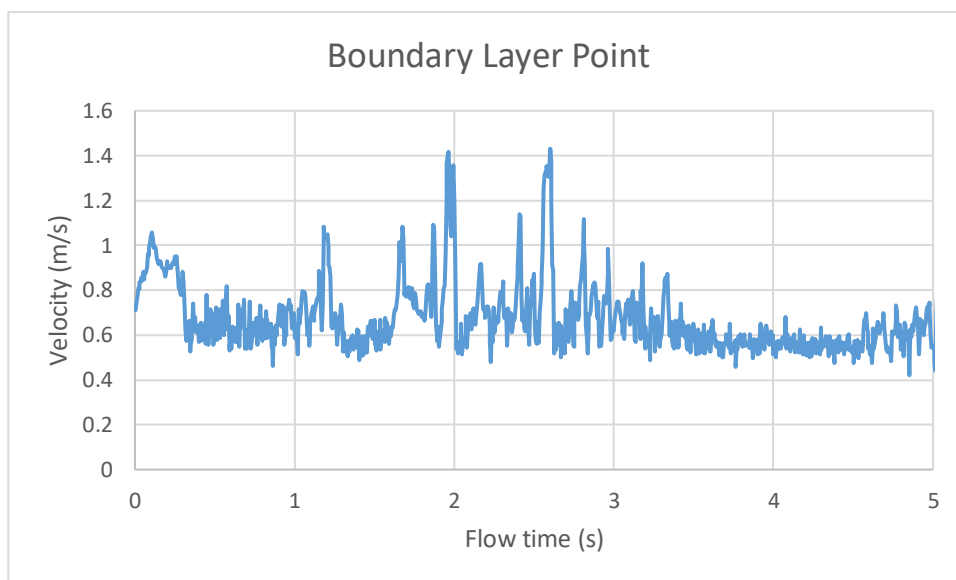


Figura 63: Velocidad en el punto cercano a la capa límite del perfil Oblicuo simétrico

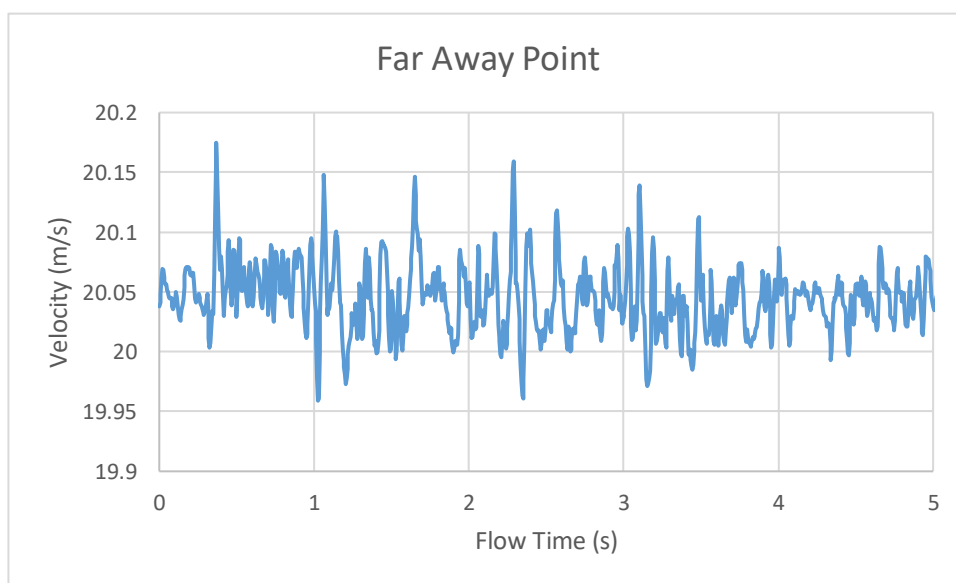


Figura 64: Velocidad en el punto lejano a la capa límite en el perfil Oblicuo doble

8.4. Frecuencias representativas

El paso del fluido a través de los álabes, provoca fuerzas que hacen que se produzcan diferentes vibraciones y excitaciones sobre los mismos. Las vibraciones pueden alterar el comportamiento de los álabes e incluso dañarlos y llegar a situaciones no deseadas. El comportamiento de la capa límite sobre los álabes, define la estructura del conjunto de vórtices producidos y los diferentes cambios de presión, como ya se ha mencionado en otros apartados.

Por el motivo explicado, es importante analizar las frecuencias representativas de los álabes y así poder evitar que entren en resonancia. Se ha hecho un estudio de cada frecuencia representativa de los coeficientes de arrastre y sustentación. Para poder verificar éstas frecuencias en los casos individuales, se ha obtenido otra serie de frecuencias extraídas de la velocidad a lo largo del tiempo de los diferentes puntos sometidos a estudio. Para realizar la verificación correctamente, hay que comparar los valores en los mismos armónicos entre las frecuencias del coeficiente de sustentación y las pertenecientes a las velocidades en los puntos lejanos.

Para obtener las frecuencias representativas mencionadas, se ha utilizado el método de la "Transformada rápida de Fourier" (FFT). Una vez establecida la FFT, la frecuencia representativa de cada perfil será la que tenga un valor mayor en todo el espectro de frecuencias.

8.4.1. Frecuencias en el perfil Truncado

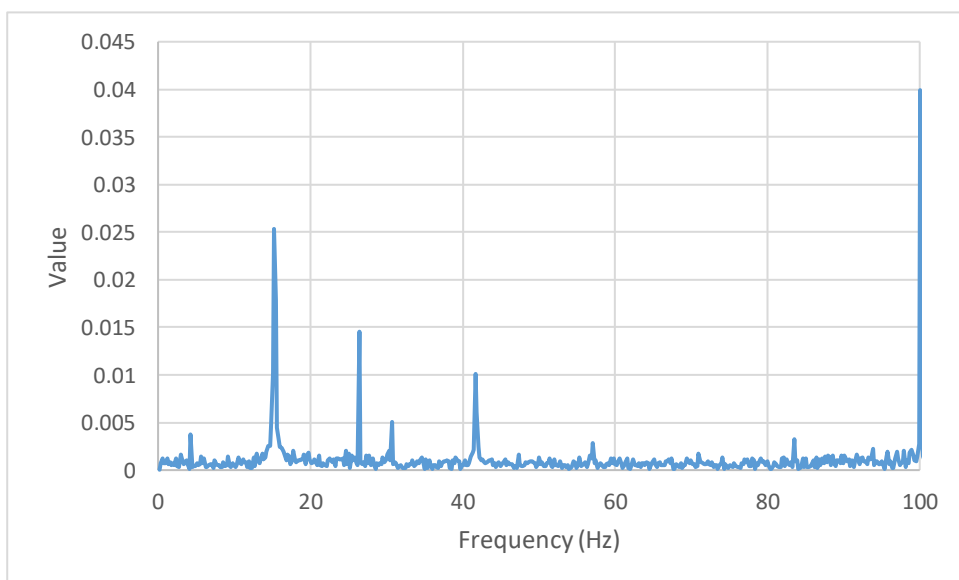


Figura 65: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Truncado

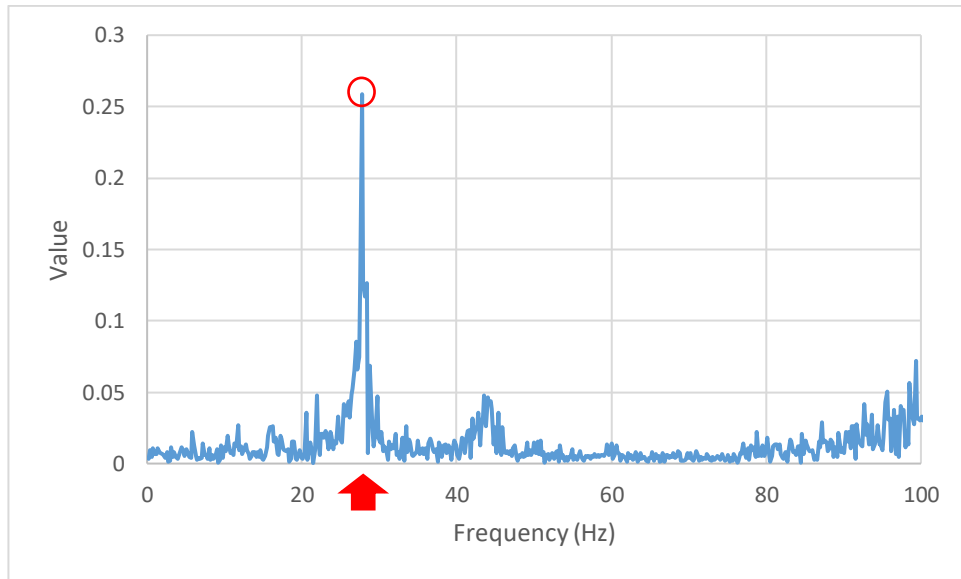


Figura 66: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Truncado

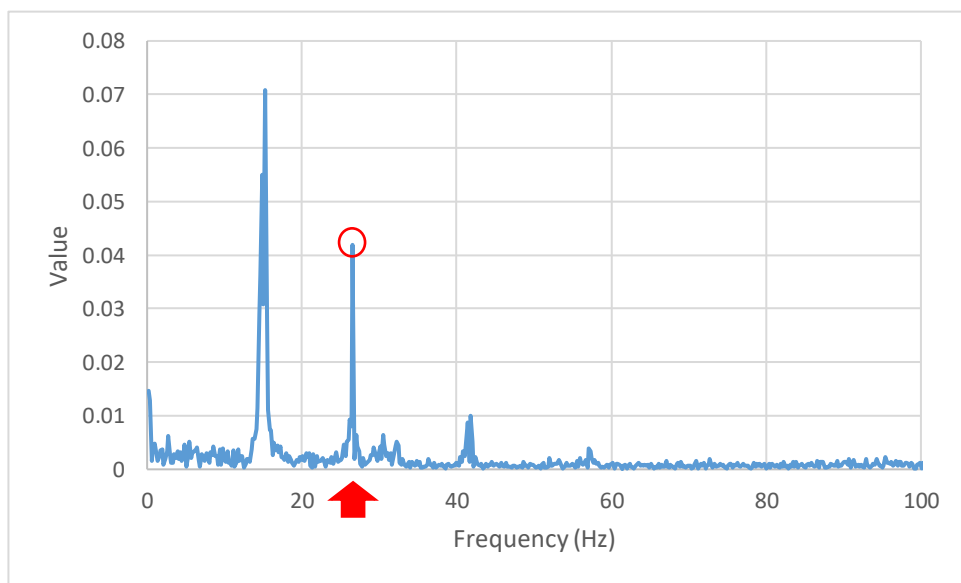


Figura 67: FFT de la velocidad en el punto lejano del perfil Truncado

Se puede observar que las gráficas comparten un pico en la frecuencia de 27,7614858 Hz y también en sus armónicos, permitiendo ser verificadas. Por otro lado, otros picos mostrados pueden ser producidos a causa de fenómenos inherentes a la formación y desaparición de los vórtices, que provocan variaciones de la velocidad en la cola del delante.

8.4.2. Frecuencias en el perfil Oblicuo

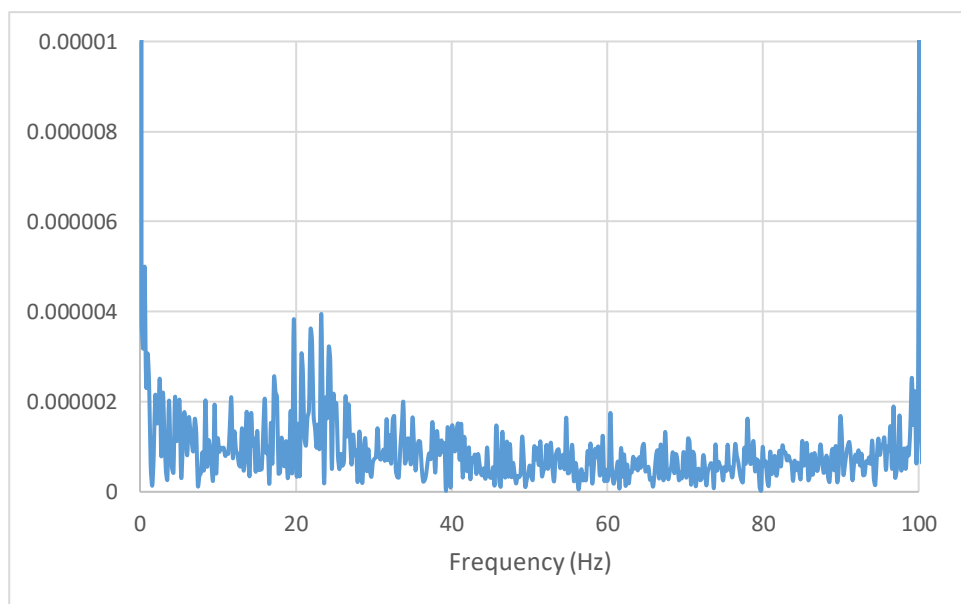


Figura 68: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo

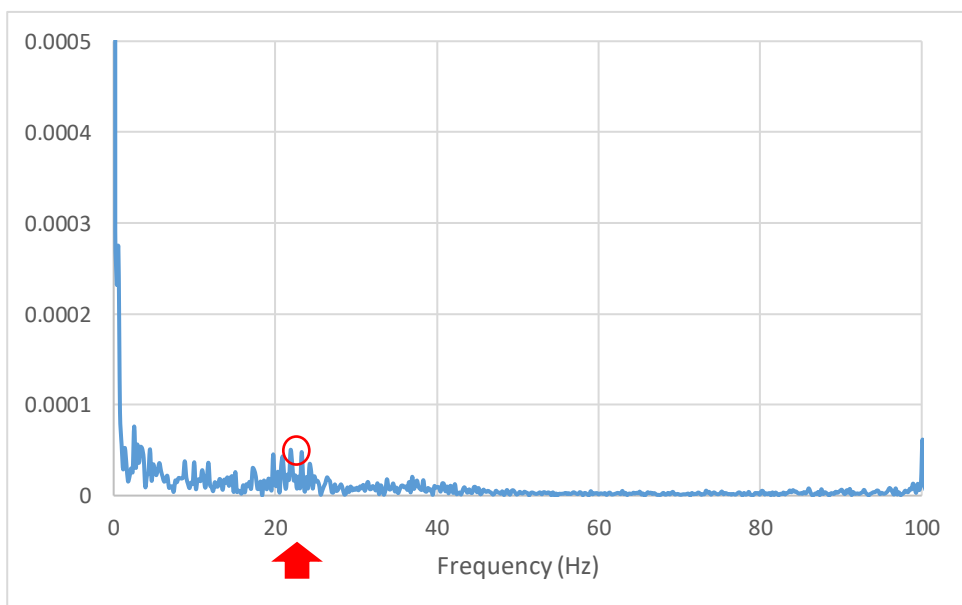


Figura 69: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo

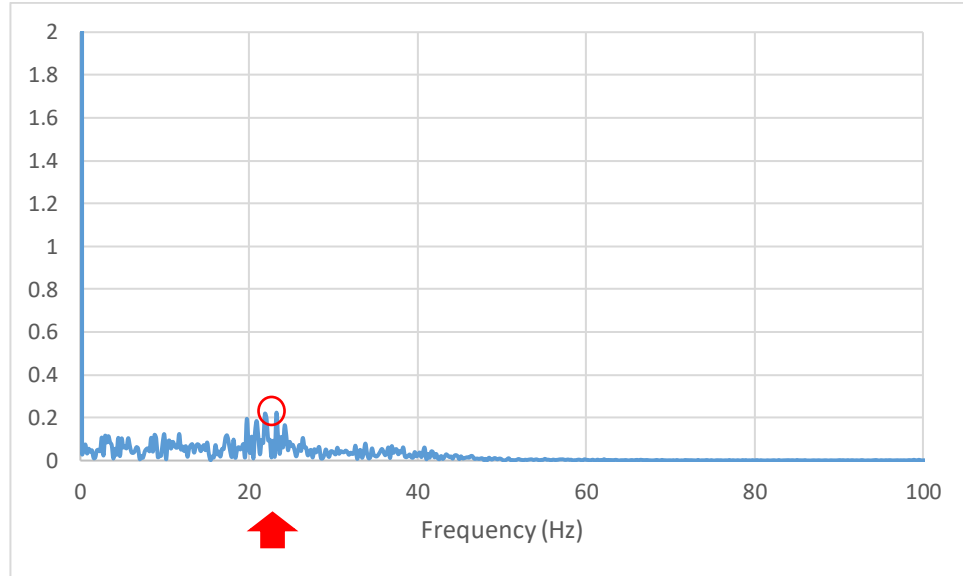


Figura 70: FFT de la velocidad en el punto lejano del perfil Oblicuo

Comparten picos en la frecuencia de 23,26490714 Hz.

8.4.3. Frecuencias en el perfil Truncado doble

En las siguientes gráficas se observa que los valores de los picos de frecuencia elevados y sus armónicos no coinciden con los obtenidos en las gráficas de velocidades, esto es debido a que se produce una alteración por la intervención de un segundo álabe simétrico en la cola del primer álabe.

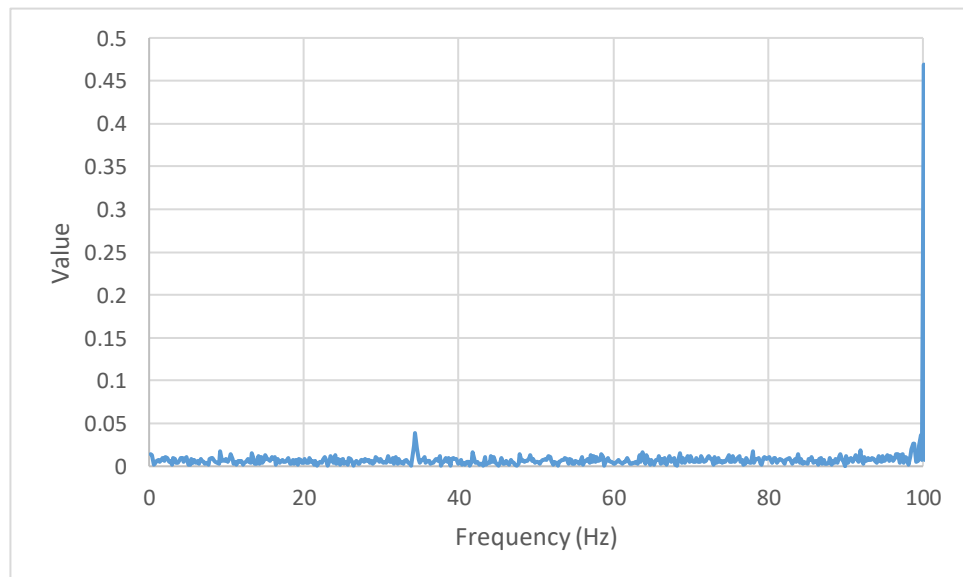


Figura 71: FFT del coeficiente de arrastre en el primer perfil Truncado

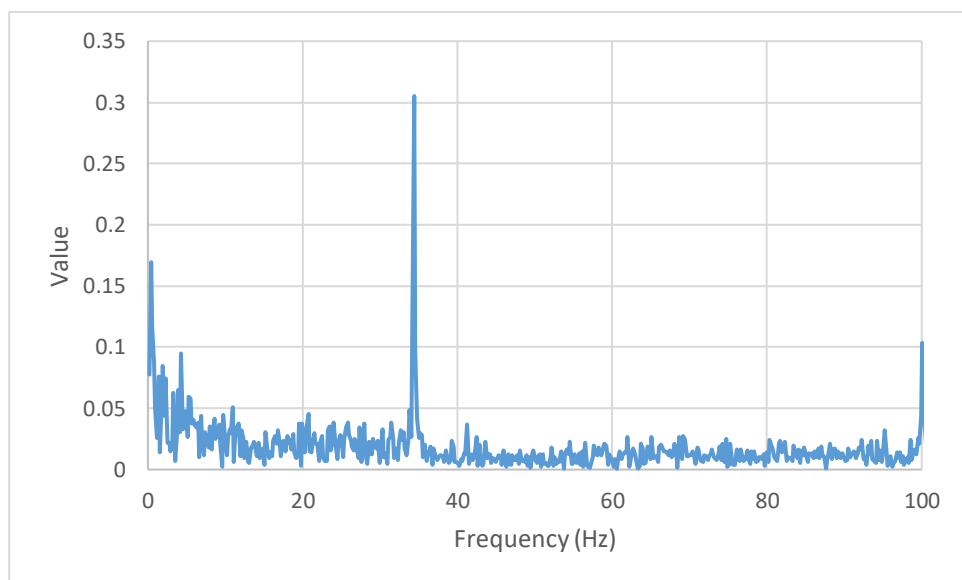


Figura 72: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Truncado simétrico

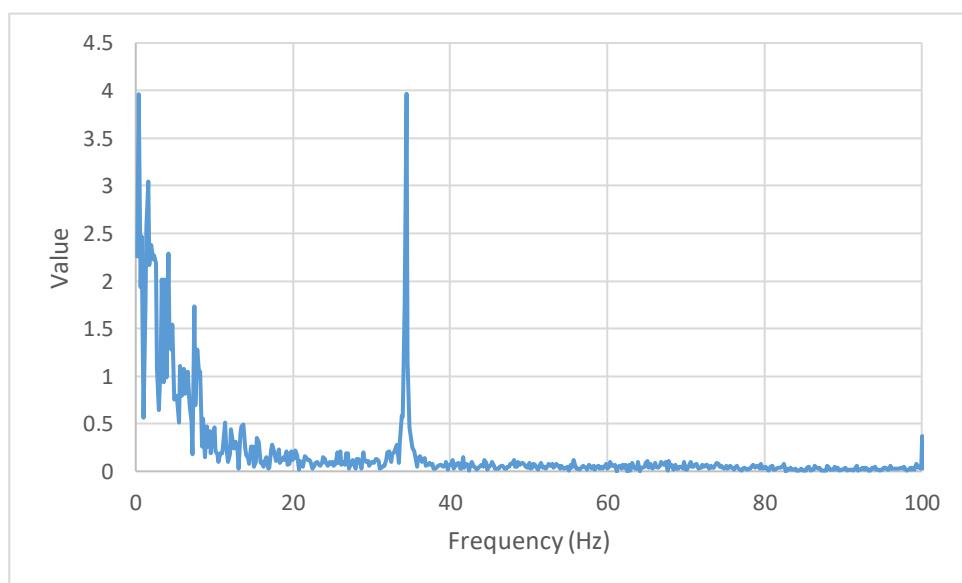


Figura 73: FFT del coeficiente de sustentación en el primer perfil Truncado

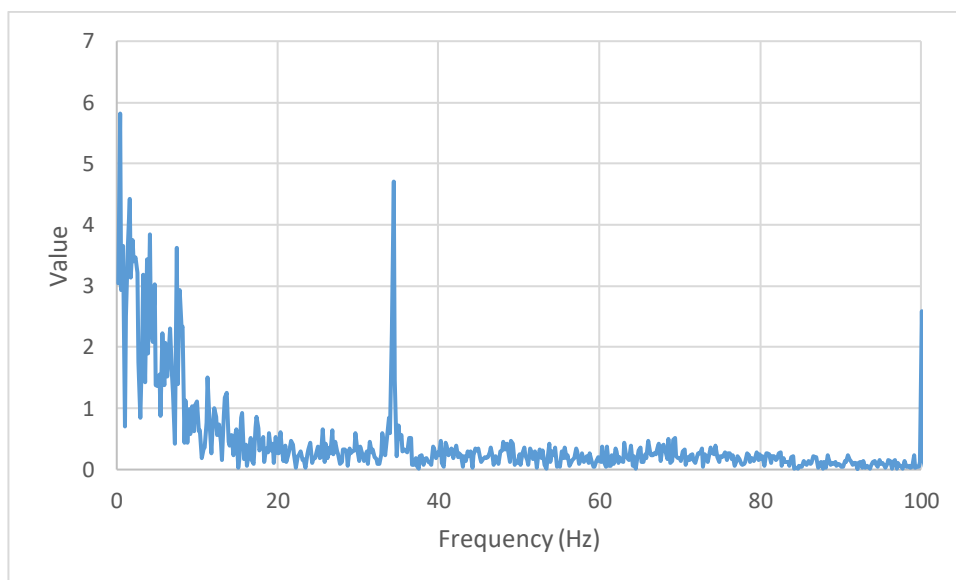


Figura 74: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Truncado simétrico

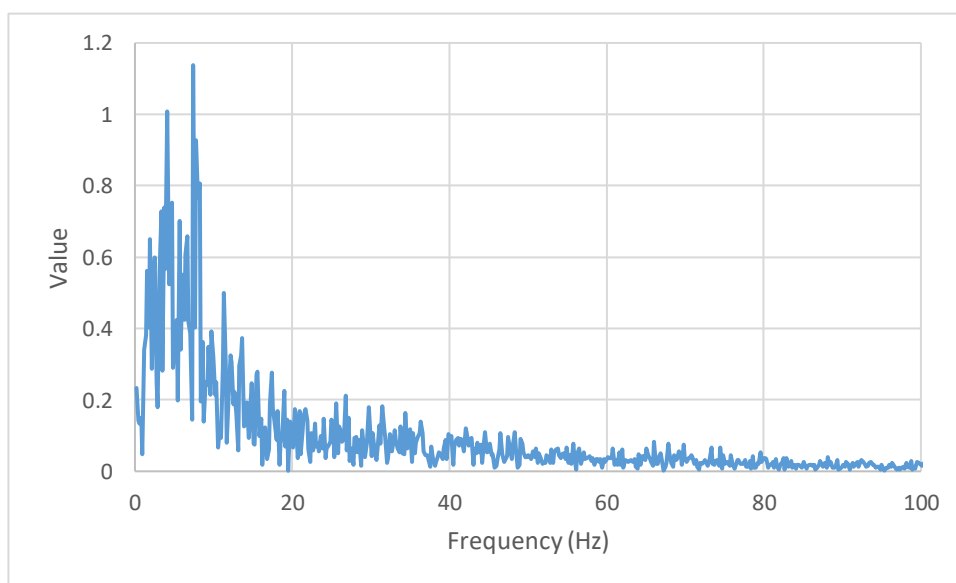


Figura 75: FFT de la velocidad en el punto lejano en el perfil Truncado doble

En comparación con el perfil Truncado individual, en estas gráficas se observa la desaparición de un pico alrededor de los 18 Hz, tanto en el primer álabes como en su simétrico, eliminándose posibles efectos de resonancia.

8.4.4. Frecuencias en el perfil Oblicuo doble

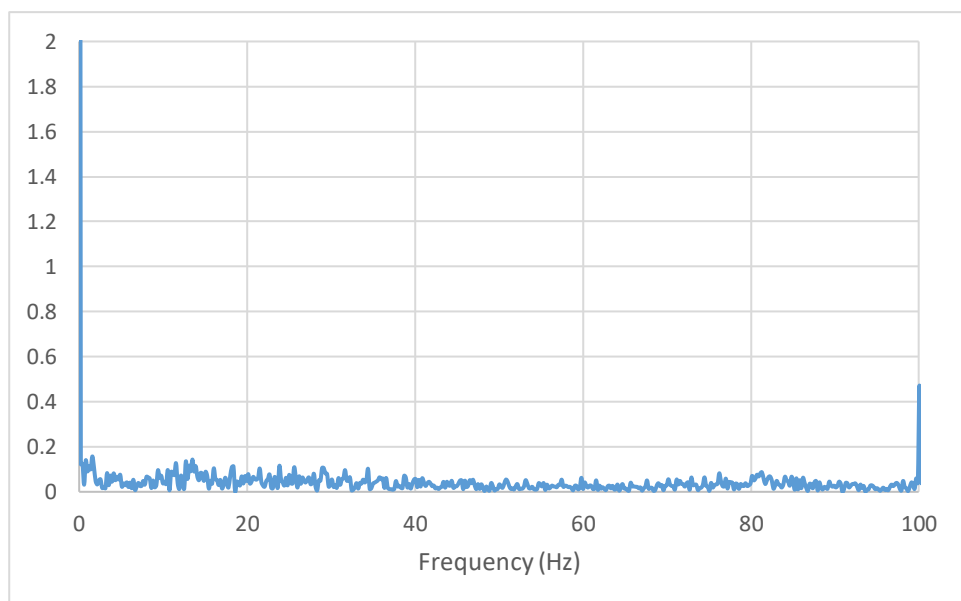


Figura 76: FFT del coeficiente de arrastre en el primer perfil Oblicuo

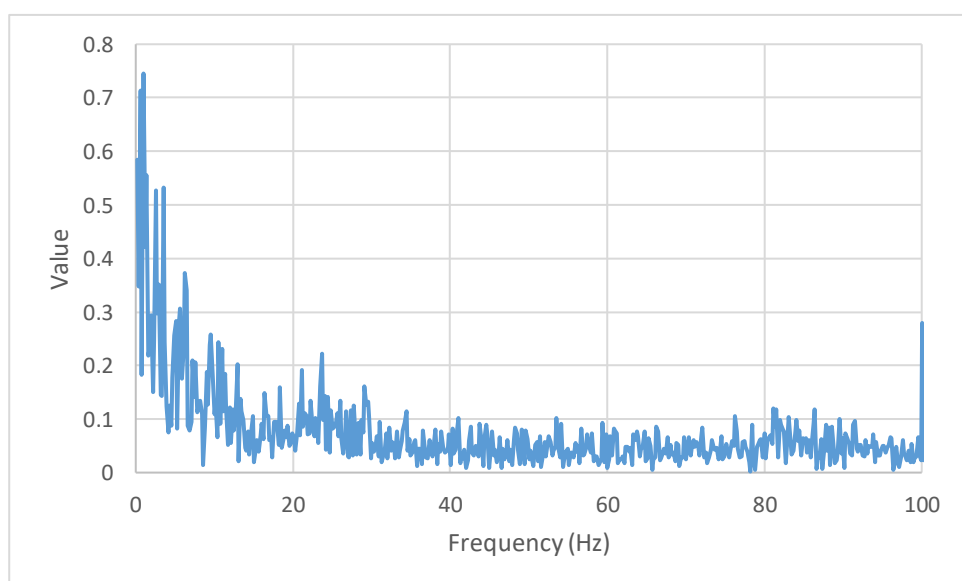


Figura 77: FFT del coeficiente de arrastre en el perfil Oblicuo simétrico

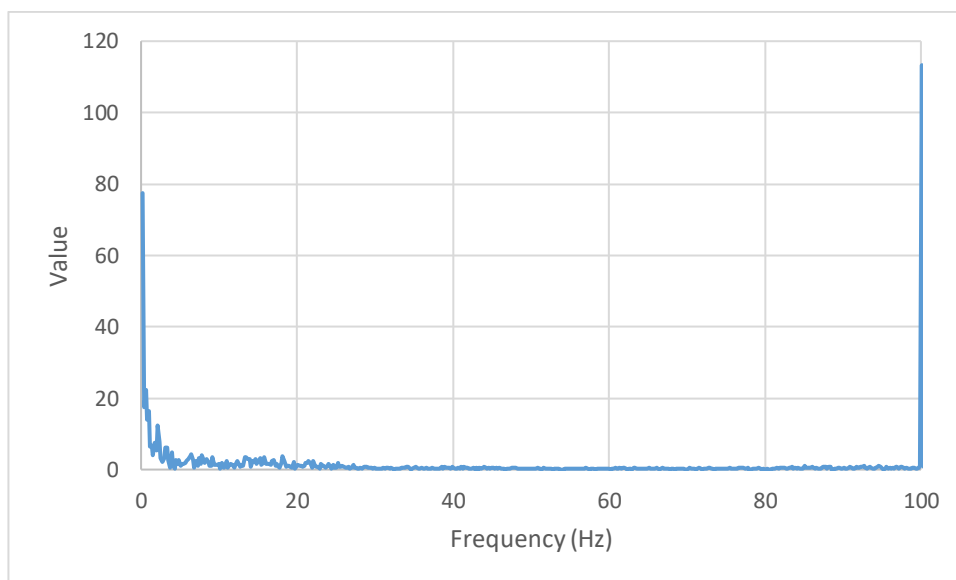


Figura 78: FFT del coeficiente de sustentación en el primer perfil Oblicuo

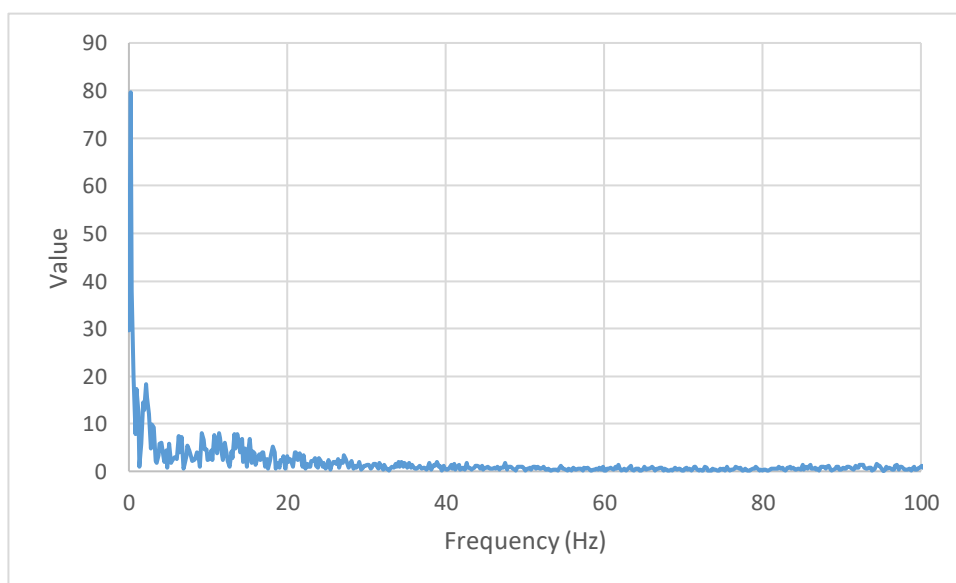


Figura 79: FFT del coeficiente de sustentación en el perfil Oblicuo simétrico

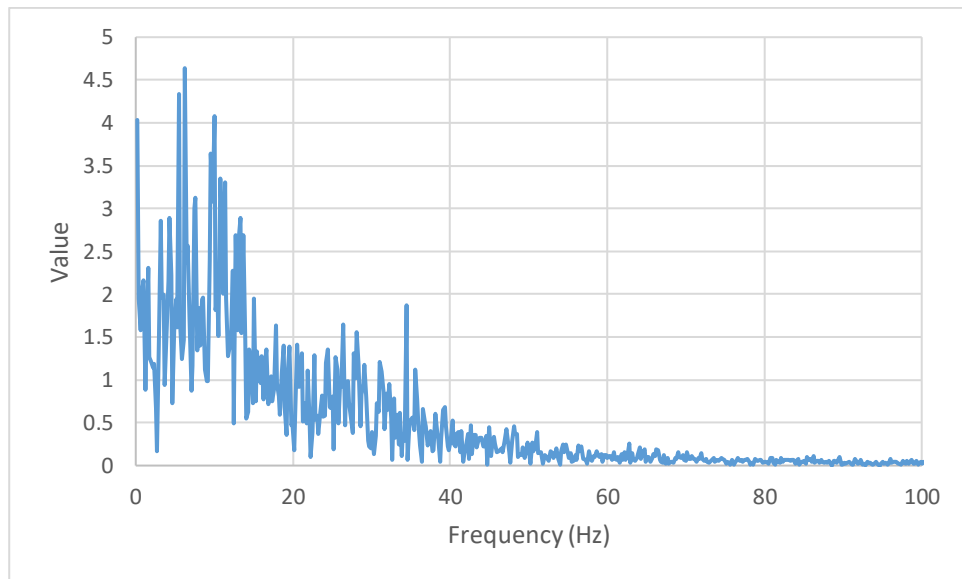


Figura 80: FFT de la velocidad en el punto lejano en el perfil Truncado doble

El conjunto de picos que se podían observar en las diferentes gráficas del perfil Oblicuo individual alrededor de los 23 Hz, han desaparecido en el primer álabe al añadir otro álabe simétrico como se muestra en las frecuencias características de este apartado.

9. Análisis del impacto ambiental

En el siguiente punto, se efectúa un análisis del impacto ambiental que ha supuesto la realización del trabajo. El factor a tener en cuenta es el consumo energético que ha producido la herramienta de trabajo, es el caso de un ordenador portátil MSI GL73 8RD. Dicho ordenador, contiene un procesador de 12 núcleos que consumen una media de 150 W a pleno funcionamiento según sus características. Para el análisis del impacto ambiental se procede a contabilizar las emisiones de CO_2 que han sido generadas por el consumo eléctrico del procesador. Existen más gases de efecto invernadero producidos, pero se tiene en cuenta el CO_2 al ser el que causa un impacto más relevante. En el caso de las simulaciones se ha utilizado un ventilador extra con la finalidad de refrigerar el procesador. Con el uso de un ventilador extra se suma el gasto del sistema de refrigeración, que equivale aproximadamente a un 30% más de consumo eléctrico, dando un total de 195 W. Según los informes de la *Comisión Europea* [18], un ordenador portátil con las características mencionadas emite alrededor de 97,5 g de CO_2 por cada hora de funcionamiento, y con el uso de la refrigeración extra 126,75 g de CO_2 . La ejecución del trabajo ha constado de unas 210 horas, a las que hay que añadir el tiempo de simulación de los diferentes casos que equivale a otras 80 horas. Sabiendo que el trabajo ha sido producido en un total de 290 horas y teniendo en cuenta los datos mencionados anteriormente, se puede calcular los Kg de CO_2 emitidos a la atmósfera.

Cálculo de emisión total de CO_2	
Cantidad de horas sin simulaciones	210 h
Emisión de CO_2 sin simulaciones por hora	0,0975 Kg de CO_2 /h
Emisión total de CO_2 sin simulaciones	20,475 Kg de CO_2
Cantidad de horas con simulaciones	80 h
Emisión de CO_2 con simulaciones por hora	0,12675 Kg de CO_2 /h
Emisión total de CO_2 con simulaciones	10,140 Kg de CO_2
Emisión total de CO_2	30,615 Kg de CO_2

Tabla 6: Cálculo de emisión total de CO_2

Conclusiones

Realizado el estudio de los diferentes casos utilizando la Dinámica de Fluidos Computacional y obtenidos los resultados correspondientes, podemos sacar las siguientes conclusiones.

Para comenzar, respecto a los contornos de intensidad de turbulencia y vorticidad, tal y como se comentó anteriormente, se observa como la intensidad de turbulencia es más alta justo en el borde de salida del perfil y como al alejarse de dicho borde va perdiendo gradualmente intensidad. De la misma manera los vórtices generados en la salida pierden energía a medida que se alejan del borde.

Comparando los casos de los perfiles en cascada, se concluye como en el caso Oblicuo el desprendimiento de vórtices generados por el primer álabe afecta en mayor medida al desprendimiento de vórtices del segundo álabe que en el caso Truncado, debido a la falta de simetría del perfil Oblicuo respecto su eje horizontal.

A continuación, en base a los coeficientes de arrastre se observa que, en el caso de los perfiles individuales, el más elevado pertenece al perfil Truncado y el perfil Oblicuo presenta un coeficiente de arrastre tirando a nulo. Por lo que hace a los perfiles en cascada, en ambos casos tanto en el Truncado como el Oblicuo, el primer álabe presenta un coeficiente más elevado que en los perfiles individuales y el segundo álabe aún más que el primero, sobretodo en el Oblicuo, obteniendo el coeficiente de arrastre más alto de todos los casos.

Seguidamente, pasa lo mismo con el coeficiente de sustentación, los perfiles individuales presentan un coeficiente menor que los primeros álabes en cascada, los segundos álabes aún más que los primeros, pero con un coeficiente de sustentación más semejante entre el segundo álabe Truncado y Oblicuo.

Analizando las gráficas de velocidades, en los puntos de estudio cercanos a la capa límite la velocidad tiende a ser nula. Se concluye que esto es así a causa de los efectos de la capa límite al estar cerca de la superficie. En cambio, en los puntos analizados en una posición lejana a dicha capa, el fluido mantiene unos valores semejantes a su velocidad de entrada.

Finalmente, por lo que hace a las frecuencias representativas, en el caso de las frecuencias del coeficiente de arrastre de los perfiles truncados, son completamente diferentes entre el perfil individual y el primer álabe en cascada. Esto es debido a causa de la aparición de un segundo álabe, que comparte picos de frecuencia con el primero, pero con valores muy diferenciados. Produciendo probablemente un efecto de resonancia no deseable.

Respecto a las pertenecientes al coeficiente de arrastre de los perfiles oblicuos, el primer álabe en cascada también presenta frecuencias diferentes con el individual a causa de la aparición de un segundo álabe, pero en este caso las simetrías no comparten mismas frecuencias.

La frecuencia del coeficiente de sustentación del perfil Truncado individual muestra picos elevados. Dichos picos, no son compartidos en el mismo valor de frecuencia por el primer álabe en cascada, que presenta picos elevados y en los mismos valores de frecuencia del segundo álabe. Creando otro efecto de resonancia no deseable.

En los perfiles Oblicuos, la frecuencia del coeficiente de sustentación no comparte mismos valores entre el álabe individual y el primer álabe en cascada, como en todos los casos analizados. Entre el primer álabe y el segundo tampoco se comparten mismos valores y picos.

Resumiendo, se puede concluir que en el caso de los perfiles Truncados en cascada se establece unos efectos de resonancia no deseables y que las simetrías Oblicuas podrían ser mejor aplicadas.

Presupuesto

En el siguiente apartado se muestra el coste total de la realización del trabajo en una oficina técnica. Para ello, se ha tenido en cuenta los costes de mano de obra del ingeniero y de los diferentes recursos materiales empleados.

Costes de mano de obra

Se sabe que el salario medio bruto de un ingeniero técnico industrial se encuentra aproximadamente alrededor de 18,46 € la hora, en base al Instituto de Estadística de Catalunya [20]. Considerando que el ingeniero ha de diseñar las geometrías, crear los mallados adecuados y establecer los parámetros de cálculo correspondientes entre otras funciones, se ha estimado el coste de mano de obra que se especifica en la tabla 7:

Concepto	Cantidad (h)	Precio unitario (€/ h)	Importe (€)
Diseño de las Geometrías	20	18,46	369,20
Creación del mallado	50	18,46	923,00
Realización de los parámetros de cálculo	10	18,46	184,60
Análisis de los resultados	50	18,46	923,00
Redacción del trabajo	80	18,46	1.476,80
TOTAL	210	18,46	3.876,60

Tabla 7: Costes de mano de obra

Costes de recursos materiales

Para obtener el presupuesto de los recursos materiales, se ha tenido en consideración el precio del hardware necesario, así como el material de oficina para su impresión y encuadernación, el coste de las licencias de los programas utilizados durante la ejecución del trabajo y el consumo eléctrico requerido para la realización de las simulaciones y el conjunto del trabajo. En la tabla 8 se observa los costes de recursos materiales.

Concepto	Cantidad	Precio unitario	Importe (€)
Ordenador	1	1.350,00 (€/ud.)	1.350,00
Licencia SOLIDWORKS 2018	3 meses	-	1.680,00
Licencia ANSYS 19.2	3 meses	-	6.500,00
Licencia MICROSOFT OFFICE 2018	3 meses	-	80,00
Consumo eléctrico	210 horas	0,05 (€/h)	10,50
Consumo eléctrico 4 simulaciones (12 núcleos)	80 horas	0,05 (€/h)	4,00
Material de oficina	-	-	20,00
TOTAL	-	-	9644,50

Tabla 8: Costes de recursos materiales

Coste total

Una vez los costes de los recursos humanos y materiales se han obtenido, se añaden los impuestos del valor añadido y del beneficio industrial para obtener el presupuesto final del trabajo. La tabla 9 muestra el resumen del coste total:

Concepto	Importe (€)
Costes de recursos humanos	3.876,00
Costes de recursos materiales	9.644,50
Coste del trabajo	13.520,50
Beneficio Industrial (6%)	811,23
Subtotal	14.331,73
I.V.A (21%)	3.009,66
TOTAL	17.341,39

Tabla 9: Resumen del coste total

El presupuesto del trabajo es de 17.341,39 €.

Bibliografia

- [1] Abbott, I.H.; Von Doenhoff, A.E. 1959. *'Theory of Wing Sections'*, Ed Dover.
- [2] Bearman, P. W. 1965. *Investigation of flow behind a 2-dimensional model with a blunt trailing edge and fitted with splitter plates*. Journal of Fluid Mechanics, vol. 21, núm 2, p. 241-255.
- [3] Blake, W. K. 1986. *Mechanics of flow induced sound and vibration*. Academic Press INC, Orlando, United States of America.
- [4] Folland, G.B. 1992. *Fourier analysis and its applications*. Wadsworth & Brook.
- [5] Kachanov, Y. S. 1994. *Physical mechanism of laminar boundary layer transition*. Annual Review of Fluid Mechanics 26, p. 411-482.
- [6] Lienhard, J. 1966. *Synopsis of lift, drag, and vortex frequency data for rigid circular cylinders*.
- [7] McCandless, S. 1974. *"An algorithm for automatic formant extraction using linear prediction spectra"*. IEEE Transactions on Acoustics, Speech and Signal Processing, Vol. 22, núm 2, p. 135-141.
- [8] Menter, F. R. 1993. *"Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows"*, AIAA Paper 93-2906.
- [9] Roshko, A. 1954. *On the development of the turbulent wakes from vortex streets*. National Advisory Committee for Aeronautics 1191, núm 2, p. 1-25.
- [10] Schlichting, H. 1960. *Boundary-layer theory*. Vol. 7. McGraw-hill, New York.
- [11] Schlichting, H. 1979. *Boundary Layer Theory*. 7th Edition. ISBN 0-07-055334-3.
- [12] Schlichting, H.; Gersten, K. 1979. *Boundary layer theory. McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering*, McGraw-Hill.
- [13] Taneda, S. 1956. *Experimental investigation of the wakes behind cylinders and plates at low Reynolds numbers*. Journal of Physical Society Japan 11, núm 3, p. 302-307.
- [14] Von Karman, Th. 1911. *"Ueber den Mechanismus des Widerstandes, den in ein bewegter Koerper in einer Fluessigkeit erfahrt"*. Goettinger Nachrichten, Math. Phys. Kl. Goettingen.

- [15] White, F. M. 1974. *Viscous flow*. McGraw-Hill Inc. New York.
- [16] Zobeiri, A. Prof. F. Avellan, director; Dr. M. Farhat, director. 2012. *Effect of Hydrofoil Trailing Edge Geometry on the Wake Dynamics*. Tesis doctoral, Escuela politécnica federal de Lausanne.

Webgrafía

- ANSYS, Inc. 2018 [citado el 9 de Enero de 2019]
- [17] https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_intensity
- Comisión Europea [citado el 9 de Enero de 2019]
- [18] http://ec.europa.eu/clima/sites/campaign/pdf/table_appliances_es.pdf
- Hydraulic Diameter for Non-Circular Duct [citado el 9 de Enero de 2019]
- [19] <http://www.me.umn.edu/courses/me5341/handouts/essay%209.pdf>
- Web de la Estadística Oficial de Cataluña [citado el 9 de Enero de 2019]
- [20] <https://www.idescat.cat/pub/?id=aec&n=398&lang=es>